TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA SIERPIEŃ 1938 r. Nr 8

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4, m. 66, telefon 705-13, godziny przyjęć: administracja—codzienie w g. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.**



Ocena skaz na powierzchni części silnika

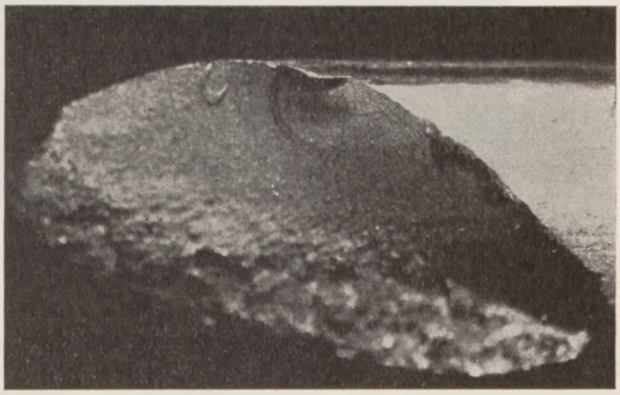
Inż. Konrad Kornfeld

Nadzwyczaj staranna kontrola powierzchni części silnika lotniczego stała się bezsprzecznie dobrym przyzwyczajeniem zarówno wytwórców jak i użytkujących silnik. Pęknięcie nowej części, czy też pęknięcie, będące zapoczątkowaniem zmęczeniowego złamania w pracy — oto trofeum, za jakim tropią inspekcje czy to podczas wytwarzania części, czy to podczas przeglądów i napraw. A że pęknięcie jest bardzo często powodem wypadków, to i obawa przed nim każe często odrzucać części tylko podejrzane, które mogłyby pracować z powodzeniem aż do normalnego zużycia przez przekroczenie dopuszczalnych luzów. Bardzo często badanie elektromagnetyczne czy trawienie wykazuje na powierzchni elementów silnika skazy, których rodzaju nie umiemy określić, a dla zwiększenia bezpieczeństwa silnika odrzucane części nazywa się pękniętymi, lub wykonanymi z wadliwego materiału.

Nie ulega najmniejszej wątpliwości, że wady powierzchni są bardzo często powodem uszkodzeń silnika i to często uszkodzeń nieoczekiwanych. Rys. 1 przedstawia złom sprężyny zaworowej, która zmęczyła się po kilkunastu godzinach pracy. Zmęczenie wzięło początek od podłużnego pęknięcia, biegnącego wzdłuż drutu, a więc nie stanowiącego karbu poprzecznego. Znane są wypadki pękania korbowodów na skutek zmęczenia, zapoczątkowanego przez karb w postaci zbyt ostrego podfrezowania. Wchodzenie jednak w dziedzinę wytrzymałości postaciowej zaprowadziłoby nas zbyt daleko.

Oględziny powierzchni mają na celu wykrycie skaz, a następnie trzeba przeprowadzić ocenę tych skaz, zarówno w kierunku jakościowym jak i użytkowym. Ocena jakościowa polega na określeniu pochodzenia skazy, ocena użytkowa na ocenie możliwości zużytkowania sztuki ze skazą, poprawienia części, lub jej wybrakowania. Sprawa oględzin, to znaczy wyszukiwania skaz należy do odpowiednio wyszkolonego personelu brakarskiego, który niekiedy może rozstrzygać nawet prostsze i często zachodzące wypadki, ale ocena jakościowa i ilościowa należy do personelu o wyższych kwalifikacjach. Najlepiej, gdy

× 10 Widok



Rys. 1 Złom zmęczeniowy sprężyny, wychodzący z pęknięcia wzdłuż drutu.

ocenę jakościową przeprowadza wprawiony materiałoznawca, a ocenę użytkową silnikowiec, ale zapewne przy pewnej wprawie i poznaniu kilku charakterystycznych cech różnych rodzajów skaz można ocenę użytkową i jakościową zespolić w jednym ręku. Kilka przykładów z dziedziny oceny zarówno jakościowej, jak i użytkowej omówiono poniżej.

Każdy wypadek omówimy na dwu rysunkach, z których jeden poda wygląd skazy w powiększeniu dziesięciokrotnym, w jakim skazę zazwyczaj widzimy przez lupę, drugi pokaże wynik mikroskopowej obserwacji skazy. Po zestawieniu kilku podobnych skaz zbierzemy wnioski co do podstaw oceny, a na zakończenie omówimy możliwości użytkowania części ze skazami a więc ekonomiczną stronę zagadnienia.

Rys. 2 przedstawia skazę na trzonku zaworu. Skaza jest bardzo prosta, oświetlona skośnie rzuca na jedną z swych ścian cień widoczny wyraźnie na fotografii. Ten cień jest bardzo charakterystyczny dla mechanicznych uszkodzeń powierzchni, jeszcze bardziej charakterystyczny, niż błyszczące dno, które często przez pokrycie smarem, lub przez skomplikowane

× 10 Widok



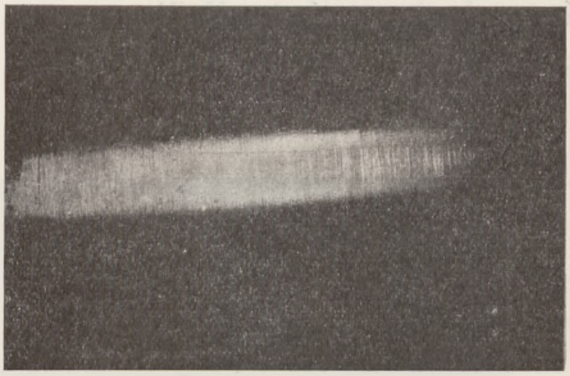
Rys. 2. Skaleczenie na zaworze.

× 250 Traw. HCl + $FeCl_3$



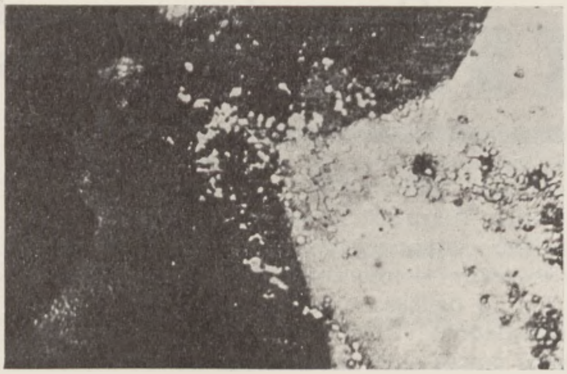
Rys. 3. Przekrój przez skaleczenie na zaworze.

× 10 Widok



Rys. 4. Załamanie się cieńszej warstwy naazotowanej w miejscu skupienia karbidów.

× 500 Traw. $HCl + FeCl_3$



Rys. 5. Skupienie węglików, jako przeszkoda azotacji.

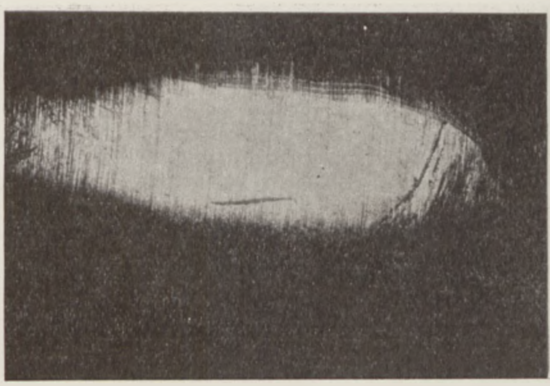
odbicie światła może wprowadzić obserwatora w błąd. Rys. 3 potwierdza wypowiedzianą obserwację: warstwa naazotowana jest rozcięta bruzdą o konturze w postaci kąta prostego. Głębokość bruzdy wynosi 0,03 mm. Bruzda powstała przez przeciągnięcie trzonka zaworu wzdłuż tarczy szlifierskiej. Zawór nie nadaje się do użytku, ponieważ obracając się, zatarłby się w prowadnicy. Można trzonek poprawić przez dotarcie na mniejszą średnicę, o ile wymiary na to pozwolą. Metoda oceny uszkodzeń mechanicznych, czyli „skaleczeń" przez poszukiwanie cienia jest bardzo czuła i pozwala na rozróżnienie skaleczeń nawet głębokości 0,008 mm.

Bardzo pokrewna skaleczeniu wada w postaci załamania się zbyt cienkiej warstwy twardej na miękkim rdzeniu nie rzuca już charakterystycznego cienia. Rys. 4 i 5 przedstawiają skazę w postaci smugi, widocznej po szlifowaniu na trzonku zaworu. Rys. 5 wykazuje, że na pasmie węglików materiał naazotował się płyciej, i cieńsza warstwa naazotowana ugięła się podczas szlifowania, tworząc smugę zupełnie zresztą nieszkodliwą dla pracy zaworu, jeżeli przez sprężynowanie wymiar wzdłuż smugi nie uległ niedopuszczalnemu zwiększeniu. Łatwo się zgodzić z tym, że wypadek przekroczenia wymiarów w tym wypadku musiałby być białym krukiem nielada. Cień na skaleczeniu jest cechą charakterystyczną, która jednak nie pozwala na wyciągnięcie dalej idących wniosków, gdyż wielkość cienia nie zależy od głębokości lecz od szerokości skaleczenia. Na twardych materiałach trudno o takie skaleczenia, natomiast części miękkie obfitują w podobne skazy. Na rys. 6 pokazano skaleczenie, powstałe przez uderzenie stożka zaworu. Rys. 7 daje pojęcie o bagatelności wady, pomimo jej groźnego wyglądu na rys. 6.

Rys. 8 stanowi przykład wady materiału, pojawiającej się w postaci nierównej grubości linii, uwidocznionej po wytrawieniu zaworu w 10%-wym roztworze kwasu azotowego. Skaza powstała na skutek uwidocznienia włókna, bogatego w węgliki, jak to pokazano na rys. 9. Jest to wada zupełnie nieszkodliwa i spotykana w najlepszym materiale, jako skutek segregacji składników podczas krzepnięcia wlewka.

Duże zanieczyszczenia niemetaliczne, tkwiące w stali, które w przypadku zaworów mogłyby się stać powodem charakterystycznych rozszczepień, lub po wykruszeniu ich mogłyby umożliwić rozżeranie zaworu, ujawniają się po trawieniu jako duże zdecydowanie ciemne i nieregularnego kształtu skazy, jak to pokazują rys. 10 i 11. Zanieczyszczenia żużlowe są dość często spotykaną wadą austenitycznej stali chromowo - niklowo - molibdenowej i wadą, wzbudzającą naogół obawy i ze względu na działanie jej jako karbu i ze względu na możność wykruszenia się i następnego rozżarcia stali, które byłoby szczególnie groźne na przylgni zaworu, lub na powierzchni tulipanowej. Rzecz oczywista, że w zaworach stellitowanych wady takie, występujące na po-

× 10 Widok



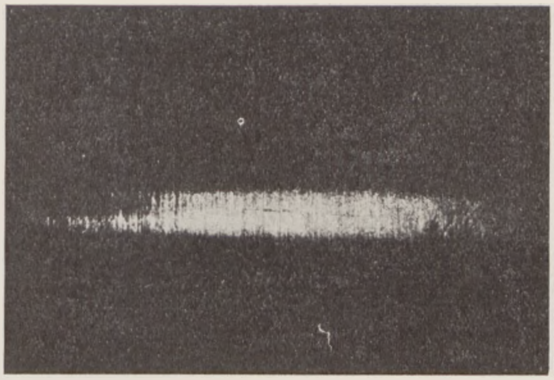
Rys. 6. Skaleczenie na zaworze.

× 500 Traw. $HCl + FeCl_3$



Rys. 7. Przekrój przez skaleczenie na zaworze.

× 10 Widok



Rys. 8. Ujawnione przez trawienie skupienia węglików.

× 250 Traw. HCl + $FeCl_3$



Rys. 9. Skupienie węglików, które powoduje lokalne trawienie zaworu.

wierzchniach, przeznaczonych do stellitowania, nie mają poważniejszego znaczenia.

Stale zaworowe austenityczne są amagnetyczne, to też nie można ich badać na pęknięcia metodami elektromagnetycznymi [1, 2, 3][1]). Stąd też bierze się konieczność trawienia zaworów dla ułatwienia wykrycia wad. Do trawienia zaworów, które z reguły wykonywa się ze stali odpornych na korozję, stosuje się też często bardzo silnie gryzące odczynniki, a nawet mieszaninę kwasu azotowego z solnym. Zbyt gorliwe trawienie może nie tylko wykrywać nieistotne, albo nawet zgoła nieistniejące wady, ale może nawet powodować powstawanie skaz na materiale. Rys. 12 przedstawia skazę, którą na podstawie wyżej omówionego musimy zaliczyć do tak zwanych „materiałowych", jakkolwiek uderzyć nas musi szczupłość wymiarów poprzecznych. Badanie mikroskopowe wskazuje wyraźnie na wykonanym pod kątem do osi przekroju (rys. 13) winę trawienia, które bardzo silnie zaatakowało powierzchnię, wygryzając jak zawsze najsilniej, miejsca w których na powierzchnię wychodzą pasma bogatsze w węgiel. Charakterystyczną cechą ujawnienia pasm przez przetrawienie jest delikatność skaz i ich bardzo małe wymiary poprzeczne obok wyraźnie płaskiego charakteru. Bardzo typowy okaz przetrawienła pokazano na rys. 14 i 15.

[1]) Cyfry w nawiasach kwadratowych nawiązują do spisu literatury podanego przy końcu artykułu.

Przetrawienie jest bardzo przykre w następstwach, szczególnie, gdy wydać opinię musi ktoś mniej wprawny w ocenianiu wad. „Materiałowy" charakter skaz wywołanych przez przetrawienie bardzo upodabnia te skazy do „rasowych pęknięć", wywołanych przez niewłaściwe kucie, lub nierównomierne ostyganie materiału po operacjach, wymagających ogrzania do wysokich temperatur. Przykład takiego „rasowego pęknięcia" kowalskiego podano na rys. 16 i 17. Tylko długość skazy, wyraźniejszy rysunek i nieco „przestrzenny" charakter odróżniają pęknięcie od skaz z trawienia. Ten „przestrzenny" charakter pęknięcia uchwycić potrafi tylko wprawny obserwator, a kryje się ten charakter i w głębokim tonie skazy i w pewnym przesunięciu względem pęknięcia powierzchni przeciętych przez pęknięcie, dzięki czemu pęknięcie wygląda, jak by nieco wypukłe, lub wklęsłe. W wątpliwych wypadkach bardzo pomocnym środkiem będzie docieranie powierzchni ze skazą papierem ściernym lub pilnikiem karborundowym. Skazy z trawienia znikają stosunkowo szybko (zazwyczaj nie sięgają wgłąb dalej, jak na 0,02 — 0,04 mm), zacierają się i tracą na wyrazistości, podczas kiedy pęknięcia nie udaje się tak łatwo „zamazać", chyba tylko używając pilnika stalowego, lub b. grubego papieru ściernego (poniżej 200).

W materiałach magnetycznych ułatwia wykrycie nawet bardzo drobnych skaz elektromagnetyczna metoda [2, 3]. Jak każda czuła metoda, tak i spo-

× 10 Widok



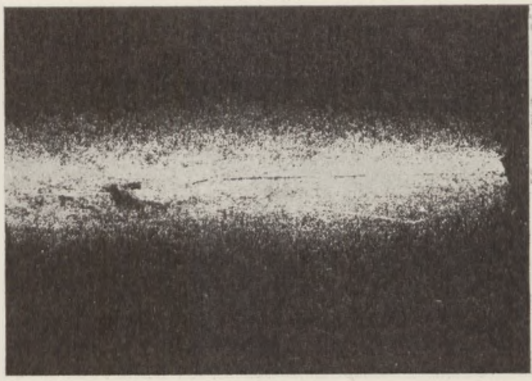
Rys. 10. Zanieczyszczenie na grzybku zaworu.

× 250 Traw. $FeCl_3$ + HCl



Rys. 11. Zanieczyszczenie w grzybku zaworu.

× 10 Widok



Rys. 12. Skaza na trzonku zaworu.

× 250 Traw. $FeCl_3$ + HCl



Rys. 13. Głębokie wytrawienie na skupieniu węglików.

sób elektromagnetycznego wykrywania pęknięć daje dużo sposobności do przesady. Każda skaza nawet nieznaczna, jak np. zadrapanie sprawdzianem, czy minimalne rozwalcowane zanieczyszczenie żużlowe w stali tworzą przerwę przewodnictwa magnetycznego i powodują osadzanie się drobniutkich opiłków na zagęszczeniu się pola na przerwie w stali. Nawet pod silnym powiększeniem niewidoczne skazy urastają do rozmiarów smug grubości dużych ułamków milimetra. Wszelkie zmiany przewodnictwa magnetycznego wewnątrz materiału na skutek jego niejednorodnej włóknistej budowy ujawniają się natychmiast, a łatwo mozna napotkać bardzo duże nawet różnice przenikliwości magnetycznej szczególnie w uszlachetnianych stalach chromowych i chromoniklowych, gdzie łatwo o szczątki austenitu, lub skupienia węglików. Wystarczy zresztą czasem miejscowy zgniot [4] z przeciągania otworu, lokalnego frezowania, a nawet przeciśnięcia przez za ciasny sprawdzian szczękowy, by wystąpiły różnice w magnetycznych własnościach i by brakarz, obsługujący aparat, nabrał wątpliwości co do jakości materiału. Nie będzie też wcale nonsensem, jeżeli części zakwestionowane po badaniu elektromagnetycznym podda się trawieniu, jakkolwiek szereg wątpliwości można rozstrzygnąć natychmiast po wytarciu skupień opiłków. Rzecz oczywista, że oględziny w tym przypadku doprowadzą do analogicznych ocen, jak wyżej przytoczone podczas omawiania oceny skaz na zaworach.

Pewne dalsze spostrzeżenia muszą być pomocne w ocenie skaz powierzchni części, wykonanych z materiałów walcowanych. Rys. 18 przedstawia skazę w postaci cienkiej ryski, którą zaliczylibyśmy do skaz „materiałowych" ze względu na brak charakterystycznego rzuconego cienia, jaki rzucają skaleczenia. Rys. 19 wykazuje, że mamy do czynienie z rozgałęzionym gniazdem tlenków. Prawdopodobna geneza wady jest następująca: Lekko zadrapana część utleniła się podczas obróbki cieplnej silniej na zadrapaniu, gdyż ono przedstawiało w tym miejscu większą powierzchnię dla działania spalin pieca. Po spolerowaniu powierzchni tlenki pozostały w zadrapaniu, a kwas wytrawił szczelinę silniej, gdyż z jednej strony działał na tlenki, a więc ciała łatwiej rozpuszczalne, a poza tym znów powierzchnia działania była duża. Tego rodzaju skazy nie można odróżnić na szlifie od zanieczyszczenia tlenkowego, jak np. przedstawione na rys. 20 i 21, jednakże wygląd żużla zazwyczaj linii ciągłej na powierzchni, różni się od występujących raczej skupieniami gniazd zgorzeliny. Nie należy się temu zbytnio dziwić, gdyż na plastyczne zanieczyszczenia [5], to znaczy zazwyczaj i najczęściej siarczki lub krzemiany żelaza i manganu działa kwas podobnie, jak na tlenki, a zwiększona powierzchnia działania kwasu przyczynia się do rozgryzania stali wokół zanieczyszczenia, jak to po-

× 10 Widok. Traw. 10% HNO_3



Rys. 14. „Cień" na grzybku zaworu.

× 250 Traw. $FeCl_3$ + HNO_3



Rys. 15. Przekrój przez „cień" z rys. 14, widoczne po trawieniu skupienie węglików.

× 10 Widok



Rys. 16. Pęknięcie na trzonku zaworu.

× 100 Traw. $FeCl_3$ + HCl



Rys. 17. Pęknięcie (fałda) w stali zaworowej.

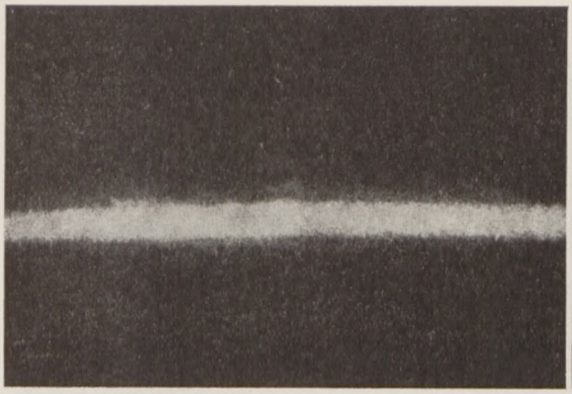
kazano na rys. 21. Nie trzeba zresztą żadnych dowodów ponad porównanie rys. 19 z 21 by ocenić wielkie pokrewieństwo obu rodzajów skaz. Na częściach, które po obróbce cieplnej podlegają skrawaniu na głębokości choćby kilku dziesiątych milimetra nie można rzecz oczywista myśleć o pozostawaniu tak cienkich skaz utlenionych. Sprawdzanie części przed ostateczną obróbką na głębokość kilku dziesiątych milimetra na obecność tak nieznacznych skaz jest bezcelowe, gdyż skazy takie o głębokości co najwyżej niewielu setnych milimetra zostaną, rzecz oczywista, skrojone.

Istnieje jeszcze kwestia szkodliwości takich zanieczyszczeń podłużnych na częściach gotowych, gdzie już skazy przez skrawanie nie da się usunąć ze względu na wymiary. Próby statyczne wykonane na sworzniach korbowodowych ze skazami i bez skaz nie wykazały żadnych ujemnych cech sworzni ze skazami. Próby te polegały na rozgniataniu sworznia siłą prostopadłą do płaszczyzny, w której występowało zanieczyszczenie. Pomiar siły, powodującej pęknięcie sworznia wykazał siłę zgniatającą (na 12 badanych sworzniach) w granicach 29.400 do 30.100 kg, przy czym najniższy wynik odnosił się do sworznia pękniętego częściowo na skazie, najwyższy do sworznia pękniętego na całej długości skazy (por. rys. 22 — 25), a wyniki sztuk bez skaz leżały w pośrodku tego zakresu. Jeżeli przyjąć za średnią siłę 29.750 kg, to rozrzut wynosi 1,3%, a zatem nie wiele więcej od dopuszczalnego błędu (1%) maszyny probierczej.

Obserwacje złomu badanych sworzni stały się również b. ciekawym materiałem do oceny możliwej szkodliwości tego typu zanieczyszczeń. Rys. 22 wykazuje, że zanieczyszczenie nie jest groźne, jako karb w przypadku średnicowego ściskania pierścienia jakim jest sworzeń, gdyż pęknięcie pomimo to, że biegło początkowo po zanieczyszczeniu, zeszło z niego, a więc zanieczyszczenie nie przyczyniło się do zagęszczenia naprężeń. Rys. 23 przedstawia wypadek o tyle ciekawy, że złom biegnie na bardzo znacznej przestrzeni niemal równolegle do skazy i tylko na bardzo nieznacznej przestrzeni przebiega po skazie. Skazy, przez które nastąpiło pęknięcie przedstawiono na złomie na rys. 24 i 25. Na rys. 24 wskazano strzałką miejsce, gdzie złom przestaje biec po skazie. Jest to miejsce, gdzie włókno przecina się z powierzchnią sworznia. Fakt że kierunek włókien w bardzo włóknistym materiale więcej wpływa na kierunek pękania, niż obecność skaz, jest widoczny na rysunku 25, gdzie złom biegnie po skazie tylko wzdłuż jednego wydłużonego kryształu, doskonale odcinającego się na złomie.

Obok niemal zabobonną obawę budzących zanieczyszczeń żużlowych bywają wypadki ujawniania się równie małych wad w podobny sposób. W przy-

× 10 Widok



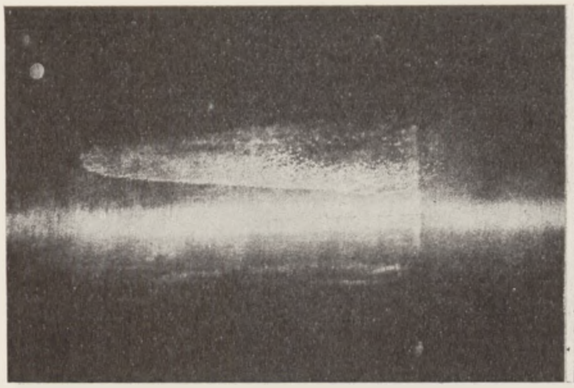
Rys. 18. Skaza na materiale (utlenione zadrapanie).

× 500 Nietrawiono



Rys. 19. Przekrój rysy utlenionej podczas obróbki cieplnej.

× 10 Widok



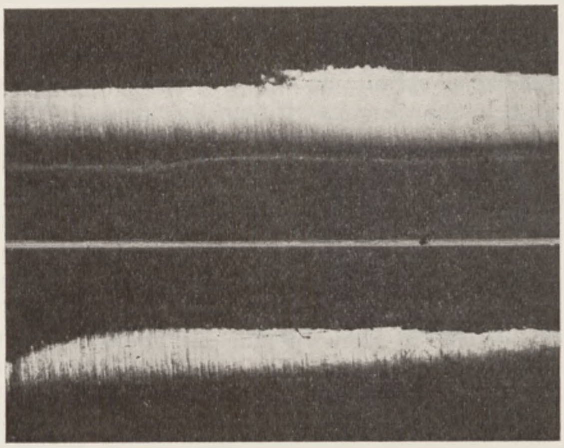
Rys. 20. Rozwalcowane zanieczyszczenie żużlowe w stali.

× 500 Traw. HNO_3



Rys. 21. Zanieczyszczenie z rys. 20 (obok zanieczyszczenia materiał nieodwęglony).

× 10 Widok



Rys. 22 (góra). Złom omija skazę.
Rys. 23 (dół). Złom biegnie tuż obok skazy.

padku lokalnie silniejszego odwęglenia, któremu towarzyszy utlenione zadrapanie (rys. 26 i 27), otrzymujemy skazę wątłą, niczym „cień", ale nieszkodliwą i nic nie mającą wspólnego z wadami materiału (ghost-lines). Jeżeli jednak mamy do czynienia nawet ze stosunkowo dużymi zanieczyszczeniami, jak np. na rys. 28 i 29, to też nie należy przeceniać wpływu tych skaz, które sięgają na zaledwie parę setnych (na rys. 29 na 0,04 mm) milimetra w głąb, a których głębokość objawia się zazwyczaj też i zwiększeniem szerokości żużelka (por. rys. 21, 29 i 11), gdyż wydłużeniu podczas przeróbki plastycznej towarzyszy także i zwężenie.

Trawienie wypłukuje żużelki tym łatwiej im są one większe. Bardzo duży żużelek można przez nawet niezbyt długotrwałe trawienie wymyć zupełnie ze stali. Osobliwy przypadek takiego wymycia żużelka przez trawienie przedstawiono na rys. 30, gdzie duże żużelki zostały wymyte, pozostawiając po sobie ślady w postaci otworów, przebiegających na wylot przez stal. Brzegi wypłukanego złoża żużelka są wolne od odwęgleń lub zmian powierzchni pomimo, że materiał przechodził nawęglanie i hartowanie, a powodem tego zjawiska jest położenie żużla poza strefą zmian, a przy tym osłonięcie metalu przez żużel przed działaniem atmosfery pieca.

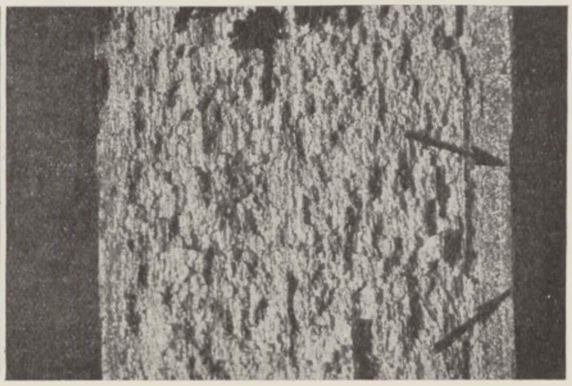
Bardzo często spotyka się na blachach wady w postaci poszczególnych pęcherzy lub ich skupień, tak, jak je pokazano na rys. 31. Zazwyczaj w przedłużeniu pęcherza spotyka się zanieczyszczenia niemetaliczne, tak, jak to na przekroju rys. 32 zaznacza się cienkimi linijkami. Pochodzenie tych pęcherzy wiąże się z dyfuzją wodoru podczas trawienia [6]. Ciśnienie wodoru bywa czasem tak wysokie zwłaszcza z wzrostem temperatury, że powstają

× 10 Widok



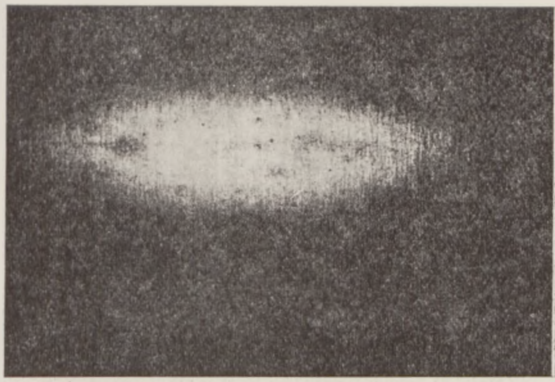
Rys. 24. Skaza zbiega się z wyjściem włókien nazewnątrz.

× 10 Widok



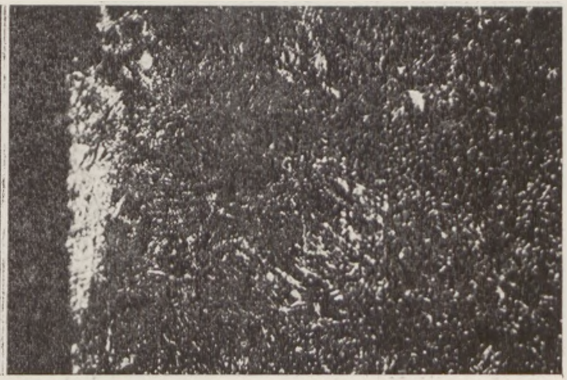
Rys. 25. Wyjście włókien pokrywa się ze skazą.

× 10 Nietrawiono



Rys. 26. „Cień“ od wytrawienia miejsca obok odwęglonego tworzywa, mat. 12.3.35.

× 500 Traw. HNO_3



Rys. 27. Odweglenie na powierzchni sworznie tłokowego, mat. 12.3.35.

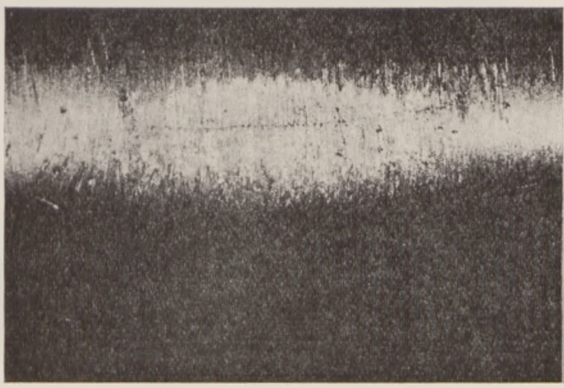
przestrzenie gazowe na przerwach ciągłości metalu, jakimi są m. in. zanieczyszczenia, a gdy gazu zbierze się dużo, lub temperatura dalej wzrośnie, przestrzenie gazowe rosną do znacznych niekiedy pęcherzy. Rzecz oczywista, że rozdwojenie blachy osłabia ją, a jedynym sposobem przekonania się o wielkości wady jest rozdłubanie pęcherza, a więc oderwanie wypchniętej części i zmierzenie grubości blachy po tej operacji.

Omówione wyżej wady powierzchni stają się bardzo często powodem odrzucania części lotniczych. Kolejno rozpatrując wpływ wad można stwierdzić, że najmniej obawianą kategorię uszkodzeń stanowią skaleczenia, które „wyprowadza się“, to znaczy usuwa wypchnięty nadmiar materiału i ewentualnie wygładza nieco dno, by wyrównać karb. Defekt taki uważa się za zupełnie niewinny i nie wywołujący zmian jakości — niemal jako błąd konfekcyjny — szkodzący tylko pięknemu wyglądowi części. A jednak nie jesteśmy jeszcze zbyt odlegli od czasów, kiedy nakazywano ciągłe wyżarzenia, lub sezonowanie części nawet po zgrubnym skrawaniu, a to celem uniknięcia budzących obawę naprężeń. Rzecz oczywista, że jak wszędzie, tak i w przypadku skaleczeń i obawy przed skutkami zgniotu na zimno nie należy posuwać się do szkodliwej przesady, jak tego dowiodła praktyka ostatniego dziesiątka lat.

Z drugiej strony lekceważenie skutków głębszych skaleczeń może również prowadzić do żałosnych skutków. Rys. 33 przedstawia w dwóch rzutach surówkę korbowodu bocznego, którą zacechowano tępymi znacznikami, wybijając cechy zbyt głęboko. Wokół cyfr i na przekroju przez cyfry wytrawiły się charakterystyczne linie zgniotu, świadczące o silnym przekroczeniu granicy płynności i o płynięciu materiału na znacznej głębokości. Rys. 34 przedstawia szczegół wyglądu linii zgniotu uwidocznionych przez długotrwałe trawienie w odczynniku **Fry‘a** [7], zaś rys. 35 świadczy o zupełnej nieprzydatności surówki w tym stanie ze względu na głębokość zasięgu zgniotu. Jak z tego wiele mówiącego przykładu wynika, nie należy wpływu skaleczeń tak bardzo bagatelizować i przyzwyczajać do tego, że są to skazy powierzchniowe, które tak łatwo się usuwa, że nie warto się nimi zajmować.

Do najbardziej unikanych wad należą pęknięcia i zanieczyszczenia. Pęknięcia są zazwyczaj bardzo groźne, ale też są i bardzo rzadko spotykaną wadą materiału. Pęknięcie świadczy zawsze o niestarannym wyrobie materiału, gdyż jest skutkiem albo wadliwego krzepnięcia wlewków, albo źle dobranej metody przeróbki plastycznej, albo wadliwej obróbki cieplnej. Jeżeli pęknięcie powstało już podczas krzepnięcia metalu, to zazwyczaj cały materiał ma bardzo słabą spoistość i podczas dalszych stadiów przeróbczych odpada. Pękanie w przeróbce plastycz-

× 10 Nietrawiono



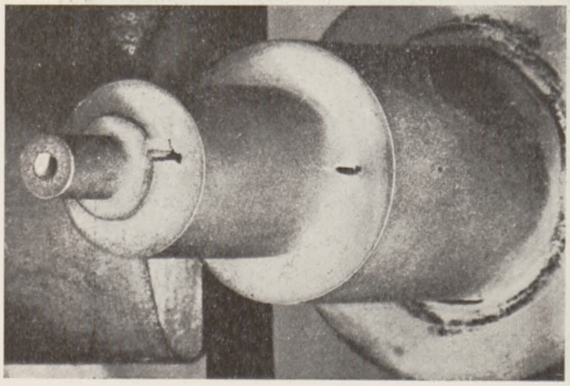
Rys. 28. Zanieczyszczenie w mat. 12.4.25.

× 500 Traw. HNO_3



Rys. 29. Zanieczyszczenie w mat. 12.4.25.

× 1 Widok



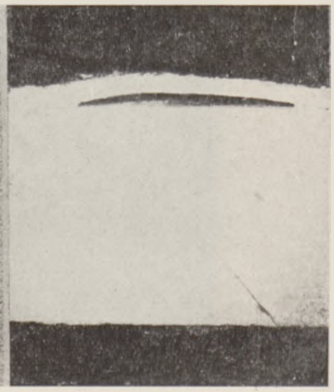
Rys. 30. Wymyty przez trawienie żużel.

× 1 Widok



Rys. 31. Pęcherzyki na blasze.

× 7,5 Nietrawiono



Rys. 32. Przekrój przez pęcherzyki na blasze.

nej ma miejsce zazwyczaj na skutek kucia w niewłaściwych zakresach temperatur lub z nadmiernym stopniem odkształcenia. W tym przypadku wady są bardzo duże i rozciągają się na dużych przestrzeniach. Jeżeli w poszczególnych fazach przeróbki plastycznej zastosowano niewłaściwe szybkości stygnięcia, może materiał popękać w sposób analogiczny, jak podczas niewłaściwej obróbki cieplnej, a taki napięty materiał wydaje się zawsze niepewny.

Jak z wyżej powiedzianego wynika należy pęknięte części brakować, a szkody z tego powodu nie będą nigdy powodem do żalu, gdyż zarówno charakter, jak i wielkość wady nie nastręczają wątpliwości. Nie należy jednak brać zafałdowań materiału podczas kucia za tak samo groźną wadę, jak pęknięcie, gdyż nie świadczy ona o niczym więcej, jak tylko o nadmiarze materiału w jakiejś operacji kowalskiej. Fałdy, dające się usunąć przez skrawanie należy usuwać bez obaw o pracę elementu, jeżeli względy wymiarowe na to pozwalają. Nie należy też brać zanieczyszczeń w materiale za pęknięcia.

Rozważając rolę zanieczyszczenia możemy brać pod uwagę następujące względy:

1) Zanieczyszczenie jest karbem.
2) Zanieczyszczenie może się wykruszyć.
3) Zanieczyszczenie stworzy po wykruszeniu ostrze.
4) Zanieczyszczenie otworzy drogę korozji.
5) Zanieczyszczenie osłabia przekrój, jako element słaby.

Każdy z tych względów stawia zagadnienie zanieczyszczeń w płaszczyźnie ich ilościowej [8] oceny. Jest rzeczą oczywistą, że karb, zmniejszający przekrój czynny o ułamki procentu możemy zupełnie zlekceważyć, tak że np. zanieczyszczenie sięgające na głębokość 0,05 mm będzie na części o średnicy 4 mm defektem poważnym

$$\left[\frac{(4^2 - 3{,}9^2)\,\frac{\pi}{4}}{4^2\,\frac{\pi}{4}} \times 100 = 5\%\right]$$

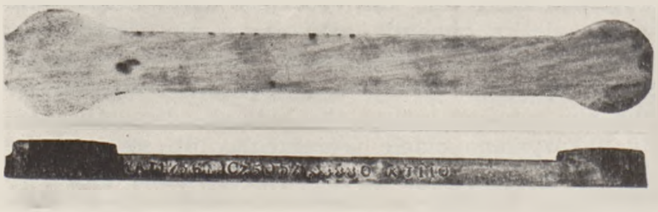
natomiast na części o ∅ 40 mm bardzo błahym.

$$\left[\frac{40^2 - 39{,}9^2}{40^2} \times 100 = 0{,}63\%\right]$$

Jeżeli przypomnimy sobie, że tak głęboko sięgające zanieczyszczenia muszą być bardzo szerokie, to zrozumiemy, że tylko bardzo duże zanieczyszczenia na bardzo małych częściach mogą być rozpatrywane pod kątem działania karbu.

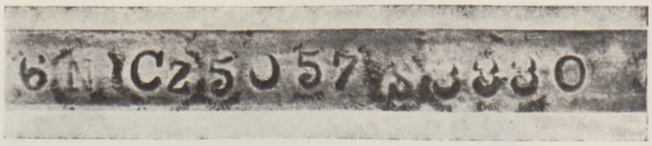
Możliwość wykruszenia się zanieczyszczenia i zabrudzenia obiegu smaru powstałym w ten sposób piaskiem musimy również rozpatrzyć z punktu widzenia ilości przedostającej się do smarów substancji. Przypuśćmy, że wykruszy się zanieczyszczenie o średnicy 0,05 mm w kawałkach długości po 1 mm na długości 30 mm, a więc zanieczyszczenie, jakiego co do wielkości nie znajdziemy w omawianych wyżej przykładach. Objętość wykruszonego piasku wyniesie $\frac{0{,}05^2 \cdot \pi}{4} \cdot 30 = 0{,}059\ \mathrm{mm}^3 = 59 \times 10^{-9}$ litra.

× 0,5 Traw. $CuCl_2 + HCl$



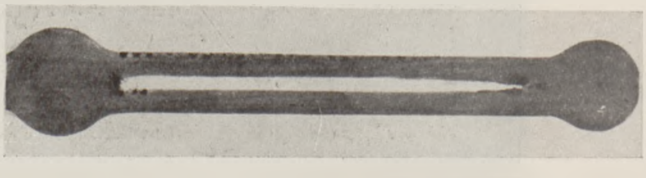
Rys. 33. Linie zgniotu w surówce korbowodu bocznego wywołane zbyt głębokim cechowaniem tępymi znacznikami.

× 1,5 Traw. $CuCl_2 + HCl$

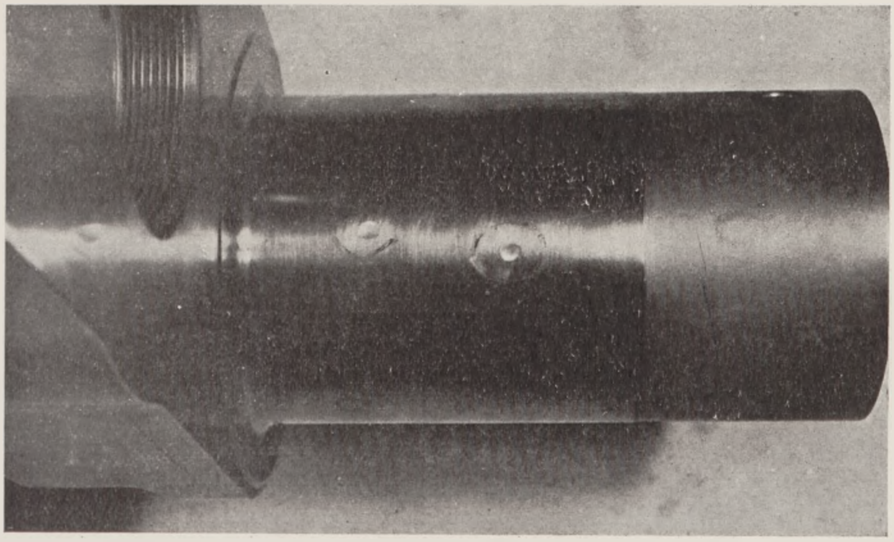


Rys. 34. Linie zgniotu wokół nabitych cyfr w surówce korbowodu bocznego.

× 0,6 Traw. $CuCl_2 + HCl$



Rys. 35. Głębokość zgniotu na wysokości połowy nabitej cechy w surówce korbowodu bocznego.



Rys. 36. Lokalne wypiłowanie skaz umożliwiające użycie części na silnik

Obliczenie to posiada swoistą wymowę, zwłaszcza dla praktyka, który często ogląda filtry zbiorników oleju i odłamujące się blaszki nagaru na tłokach.

Istnieje jeszcze jeden skrupuł: po wykruszeniu zanieczyszczenia może powstać ostra krawędź, która współpracując jako czop z panewką może ją jak gdyby frezować, szczególnie gdy materiał czopa jest twardy np. nawęglany, lub azotowany. Rada jest w tym wypadku stosunkowo prosta w postaci lokalnego wypiłowania skazy w sposób pokazany na rys. 36. W ten sposób poprawiane czopy pracują bez zarzutu,[1]) a wypiłowania zapobiegają zatarciom już wtedy, gdy głębokość ich wynosi 0,03 — 0,1 mm. Bardzo płytkie zanieczyszczenia, takie jak np. na rys. 20, nie zaznaczają zupełnie swego wpływu, jako ostrza. Stwierdzono to próbując np. sworznie tłokowe z zanieczyszczenia w ciągu ok. 50 godzin pracy na mocy startowej silnika. Po próbie stwierdzono, że dokładnie przed tym na szkicach rozwinięcia oznaczone zanieczyszczenia znikły po próbie, po prostu wycierając się bez uszkodzenia współpracujących panewek. Jak więc z tych przykładów wynika nie należy zanieczyszczeń zbytnio przeceniać.

Z punktu widzenia lepszej odporności na korozję tylko bardzo niewiele części może cierpieć od wpływu zanieczyszczeń. Wchodzą tu w grę głównie przewód wydechowy, dno tłoka, głowice itp. Wielkość zanieczyszczeń odgrywa pierwszorzędną rolę.

Co do osłabiania części przez zmniejszenie przekroju, to w grę wchodzą tylko bardzo duże zanieczyszczenia [8], które musiałyby odpaść jako karby, tak że rozważać oddzielnie tej sprawy nie można.

Wnioski

Ryzyko uszkodzenia silnika na skutek wady części jest tak znaczne, że nawet bardzo kosztowny aparat kontrolny jest całkowicie usprawiedliwiony. Ostrożność podczas przeglądów powinna polegać na jak najstaranniejszej kontroli i podkreśleniu wszelkich usterek. Nie można jednak ostrożności posuwać do odrzucania części ze skazami nieszkodliwymi.

Najczęściej spotykanymi skazami są uszkodzenia mechaniczne, czyli t. zw. „skaleczenia". Cechą rozpoznawczą skaleczeń jest cień, jaki rzucają w skośnym oświetleniu. Skaleczenia niezbyt głębokie można unieszkodliwić przez dotarcie, jeżeli wymiary na to zezwalają.

Pęknięcia są skazami najniebezpieczniejszymi, jednakowoż nie można z pęknięciami identyfikować innych, zazwyczaj niewinnych skaz jak np. uwidocznienie włóknistości materiału, drobne zanieczyszczenia niemetaliczne i utlenione lub zardzewiałe zadrapania.

Metoda elektromagnetyczna ułatwia wykrywanie skaz, to też jej stosowanie w lotnictwie powinno być możliwie rozpowszechnione, ale ocena skaz wykrytych musi być bardzo rzeczowa, bo łatwo o pomyłki na niekorzyść materiału.

Najłatwiej oceniać skazy „materiałowe" po wytrawieniu, jednakże trzeba unikać przetrawiania.

Zanieczyszczenia niemetaliczne są skazami zazwyczaj pozostającymi bez wpływu na pracę części silnika, chyba że posiadają wymiary, sięgające dziesiątków mm, lub w przypadkach skupień naprężeń przekraczają całkowite mm, co jest jednak dość rzadkie. Gołym okiem niewidoczne zanieczyszczenia są na ogół nieszkodliwe. Niegroźne zanieczyszczenia od niebezpiecznych pęknięć można odróżnić przez lekkie polerowanie papierem ściernym.

Przez ocenę jakościową skaz można bardzo zmniejszyć koszty wytwarzania i utrzymania silników bez szkody dla ich pracy. Ponieważ ocena skaz jest tylko wtedy możliwa, gdy znana jest wielkość i ilość skaz, może ocena opierać się tylko o doskonałe wypatrzenie wszystkich występujących skaz i odchyłek, powierzchniowych i wymiarowych.

[1]) Wał, przedstawiony na rys. 36, nie był zamontowany do silnika.

Spis literatury

[1] A. V. de Forest, The Iron Age 1931, str. 1594.
[2] A. V. de Forest, The Iron Age 1935, str. 18.
[3] R. Berthold, VDI Zeitschrift, 1935, str. 477.
[4] O. Holtschmidt, VDI Zeitschrift 1937, str. 862.
[5] K. Radźwicki, Hutnik 1934, str. 1.
[6] A. Pomp, Metallwirtschaft 1937, str. 1205.
[7] I. Feszczenko - Czopiwski, Metalozn. I, str. 165.
[8] K. Kornfeld, Przeg. Górn.-Hutn. 1934, str. 257.

Surface Defects of Engine Parts

Summary

The final inspection of aero-engine parts includes a rigorous surface control. Possible defects can be cracks, slag inclusions and mechanical damages. The microscopic examination of sectioned faulty parts shows that cracks can be visually distinguished from nonmetallic inclusions because the latter are mostly of a very small section. Mechanical damages can be recognised in tangential light by the presence of a characteristic shadow. Small nonmetallic inclusions influence very little the life of engine parts; their influence manifests itself only in the case of friction and can be obviated by filing or grinding the appropriate spot of the part and removing in this way any possibility of contact between the bearing metal and the edge marking the limits of the inclusion. The etching process used for inspection shall not be too strong, otherwise the fibrousness of the material would appear, creating a possibility of faulty evaluation of the part.

Praktyczna metoda obliczania prętów ściskanych

Inż. Kazimierz Korsak

Do obliczania prętów ściskanych na wyboczenie służy powszechnie znany wzór Eulera

$$P_E = \frac{\pi^2 \cdot n \cdot E \cdot J}{l^2} \quad . \; . \; . \quad (1$$

Zależność siły wybaczającej P_F od długości pręta l uwidoczniona jest na rys. 1 (dla stałych wartości współczynnika zamocowania końców pręta n, współczynnika sztywności E i momentu bezwładności przekroju poprzecznego J).

Jeżeli chodzi o pręty krótkie, gdzie przed wyboczeniem następuje zniszczenie pręta na skutek zgniecenia, to z pomiędzy różnych wzorów najbardziej rozpowszechniony jest tzw. wzór Johnsona

$$P_y = F \cdot \sigma_{pl} \left(1 - \frac{F \cdot \sigma_{pl} \cdot l^2}{4 \cdot \pi^2 \cdot n \cdot E \cdot J}\right) \quad . \; . \quad (2)$$

gdzie

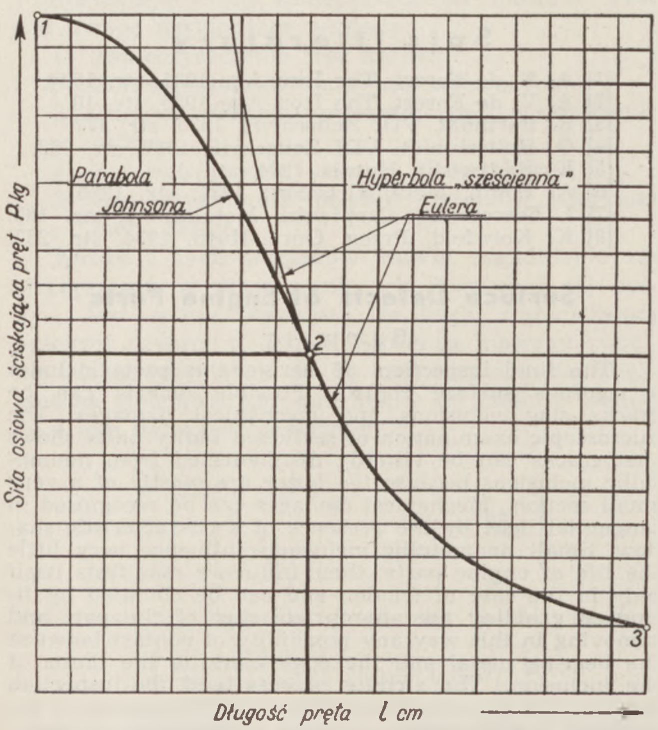
F — oznacza pole przekroju poprzecznego pręta,
σ_{pl} — naprężenie na granicy plastyczności, a reszta oznaczeń jak we wzorze Eulera.

Wzór (2) jest ważny dla długości pręta poniżej długości granicznej

$$l_{gr} = \sqrt{\frac{2 \cdot \pi^2 \cdot n \cdot E \cdot J}{F \cdot \sigma_{pl}}} \quad . \; . \; . \quad (3)$$

Dla długości większych od l_{gr} staje się już ważny wzór Eulera (1).

Zależność siły Johnsona P_y od długości pręta l uwidoczniona jest na rys. 1. Punkt *1* na tym wykresie odpowiada długości pręta znikomo małej i wtedy siła P_y wywołuje naprężenie, odpowiadające granicy plastyczności, co łatwo jest sprawdzić ze wzoru (2).



Rys. 1.

Punkt *2* na wykresie odpowiada długości granicznej l_{gr}; przy tej długości siła obliczona wzorem Eulera (1) i Johnsona (2) jest identyczna, a naprężenie w przekroju poprzecznym pręta wynosi wtedy ½ σ_{pl}, co łatwo sprawdzić podstawiając do wzorów (1) i (2) wartość długości granicznej.

Punkt *2* jest poza tym punktem styczności paraboli Johnsona z hyperbolą „sześcienną" Eulera, co też łatwo sprawdzić różniczkując wzory (1) i (2) względem zmiennej l i podstawiając pod l wartość l_{gr}.

W ten sposób zależność siły niebezpiecznej P od długości pręta jest przedstawiona w postaci krzywej ciągłej *1—2—3— ... — ∞*

Wzór (3) często wyraża się w postaci

$$l_{gr} = \sqrt{\frac{2 . \pi^2 . n . E . F . i^2}{F \cdot \sigma_{pl}}} = i \sqrt{\frac{2\pi^2 . n . E}{\sigma_{pl}}} \quad . \quad (4)$$

gdzie i jest promieniem bezwładności

$$i = \sqrt{\frac{J}{F}} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (5)$$

Wprowadzając pojęcie smukłości pręta

$$s = \frac{l}{i} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (6)$$

otrzymuje się wartość smukłości granicznej

$$s_{gr} = \sqrt{\frac{2\,\pi^2 \cdot n \cdot E}{\sigma_{pl}}} \quad . \; . \; . \; . \quad (7)$$

Wyrażenie to (7) jest zazwyczaj używane dla obliczania smukłości granicznej.

Zamiast obliczać ze wzoru tego możemy wyznaczyć smukłość graniczną z wykresu rys. 2 dla każdego materiału znając stosunek

$$\frac{E}{\sigma_{pl}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (8)$$

i współczynnik zamocowania końców pręta n.

Wzór (2) można również przedstawić inaczej

$$P_y = F \cdot \sigma_{pl} \cdot \left(1 - \frac{\sigma_{pl}}{4 \cdot \pi^2 \cdot n \cdot E} \cdot \frac{l^2 \cdot F}{i^2 \cdot F}\right) =$$

$$= F \cdot \sigma_{pl} \cdot \left[1 - \frac{1}{2}\left(\frac{1}{s_{gr}}\right)^2 \cdot s^2\right] =$$

$$= F \cdot \sigma_{pl} \cdot \left[1 - \frac{1}{2}\left(\frac{s}{s_{gr}}\right)^2\right] \quad . \; . \; . \quad (9)$$

Naprężenie odpowiadające sile Johnsona nazwijmy ogólnie niebezpiecznym

$$\sigma_{nieb} = \frac{P_y}{F} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

Łącząc wzory (9) i (10) otrzymamy

$$\sigma_{nieb} = \sigma_{pl} \left[1 - \frac{1}{2}\left(\frac{s}{s_{gr}}\right)^2\right] \quad . . . . \quad (11)$$

albo

$$\frac{\sigma_{nieb}}{\sigma_{pl}} = 1 - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{s}{s_{gr}}\right)^2 \quad . . \quad (12)$$

Postarajmy się wzór Eulera (1) doprowadzić do analogicznej postaci

$$P_E = \frac{\pi^2 . n . E . F . i^2}{l^2} = F \cdot \frac{\sigma_{pl}}{2} \cdot \frac{2\pi^2 . n . E}{\sigma_{p.}} \cdot \left(\frac{l}{i}\right)^2 =$$

$$= \frac{1}{2} \cdot F \cdot \sigma_{pl} \frac{1}{\left(\frac{s}{s_{gr}}\right)^2} \quad . . . . \quad (13)$$

Naprężenie odpowiadające sile Eulera nazwijmy ogólnie niebezpiecznym

$$\sigma_{nieb} = \frac{P_E}{F} \quad . . . . \quad (14)$$

Łącząc wzory (13) i (14) otrzymamy

$$\sigma_{nieb} = \frac{1}{2} \sigma_{pl} \frac{1}{\left(\frac{s}{s_{gr}}\right)^2} \quad . . . . \quad (15)$$

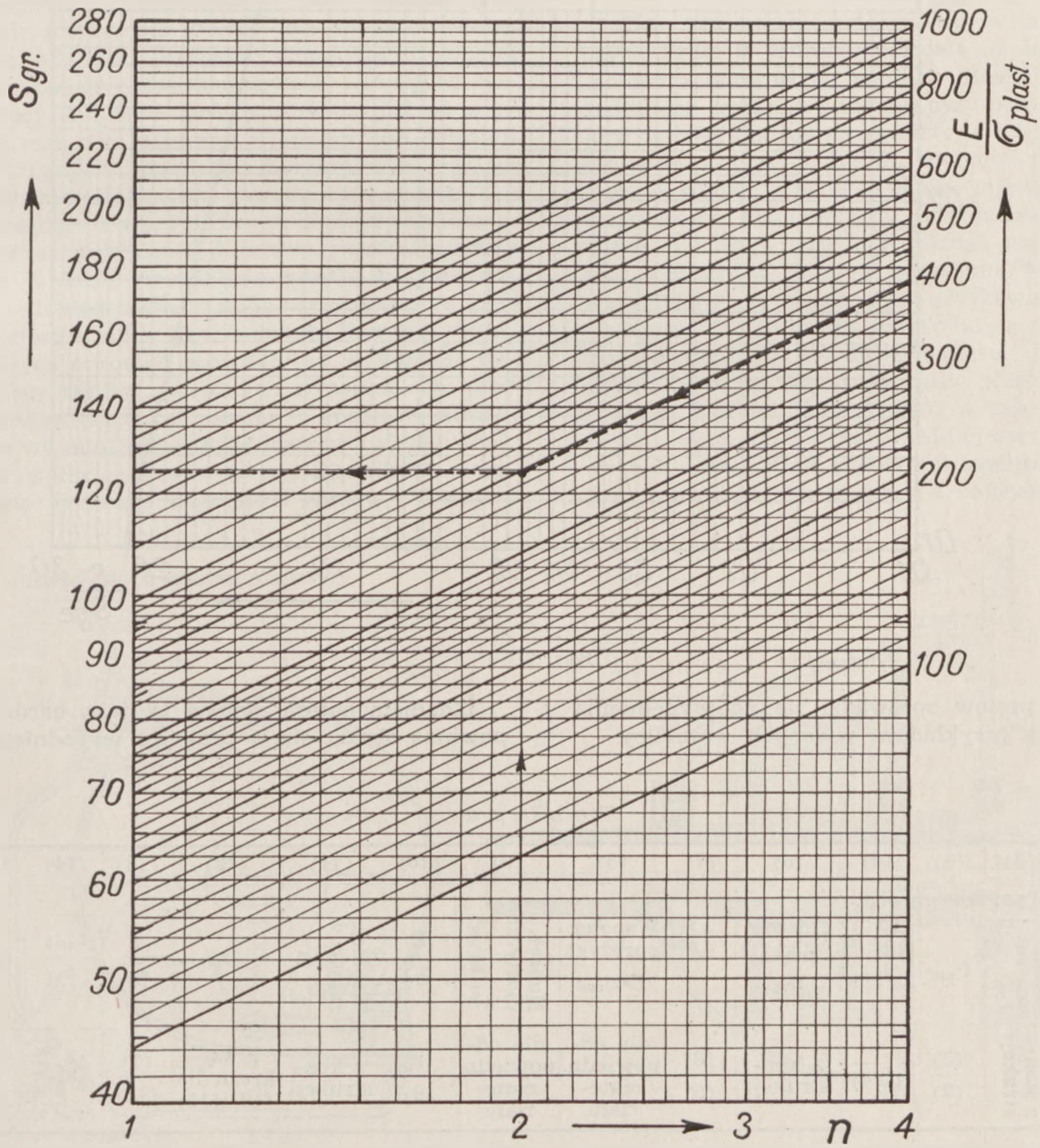
albo

$$\frac{\sigma_{nieb}}{\sigma_{pl}} = \frac{1}{2} \frac{1}{\left(\frac{s}{s_{gr}}\right)^2} \quad . . . . \quad (16)$$

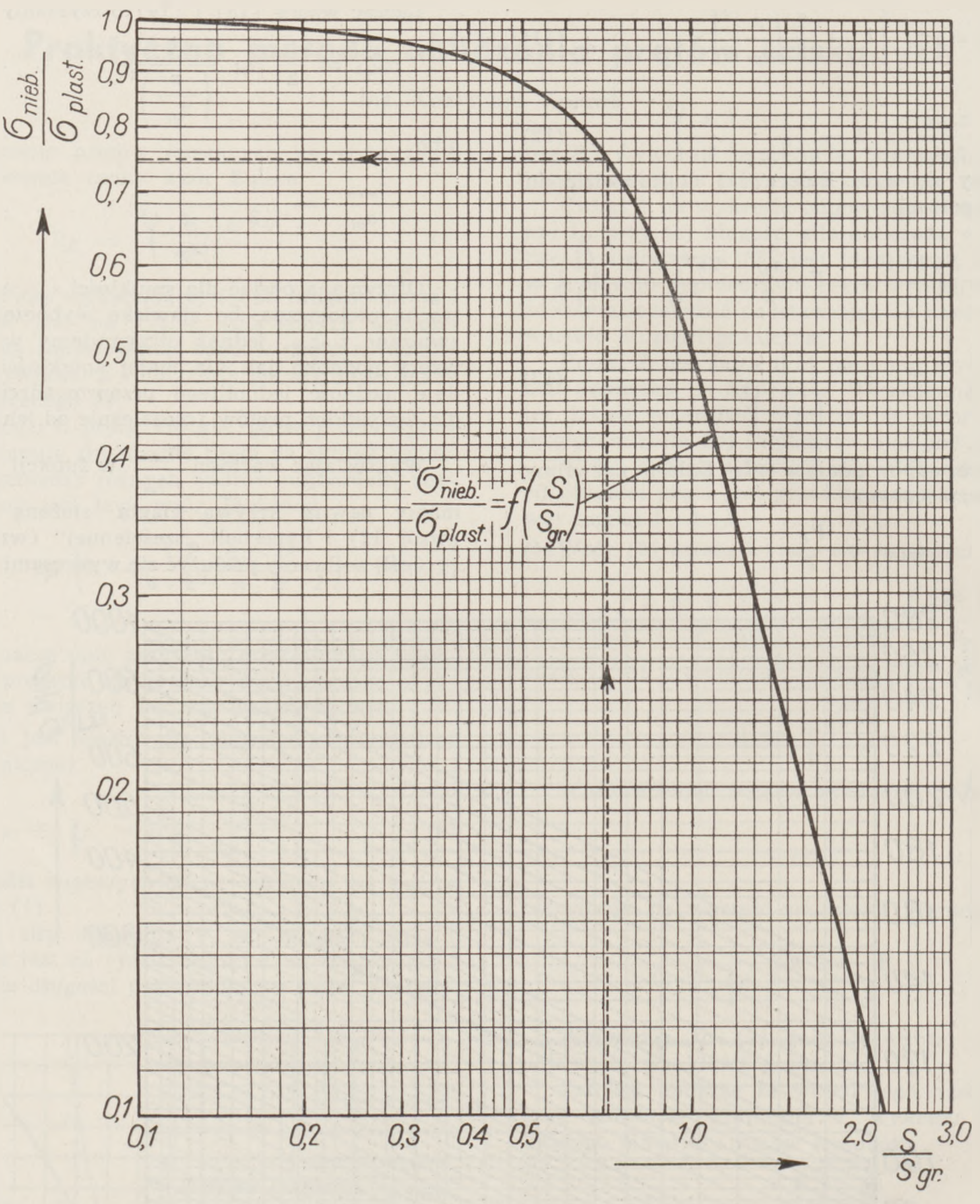
Otrzymana postać dla smukłości $s \geq s_{gr}$ jest może trochę nielogiczna, bo zjawisko wyboczenia nie jest związane z σ_{pl}, jednak otrzymujemy w ten sposób wzory podobne jak dla małej smukłości $s \leq s_{gr}$ co daje możność jednolitego przeprowadzenia obliczeń dla wszystkich prętów (niezależnie od ich smukłości).

Wykreślając wartości $\frac{\sigma_{nieb}}{\sigma_{pl}}$ w funkcji $\frac{s}{s_{gr}}$ otrzymamy pewną krzywą ciągłą, złożoną z paraboli (wzór 12) i hyperboli „sześciennej" (wzór 16).

Jeśli zechcemy posłużyć się wykresami (rys. 2 i 3),



Rys. 2.



Rys. 3.

to obliczenie prętów sprowadzi się do wypełnienia rubryk według przykładów, podanych w tablicy.

Zdaniem autora metoda ta, jako bardziej ogólna, powinna okazać się w praktyce wygodniejsza od do-

T a b l i c a

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)
Nr. pręta	Przekrój poprzeczny pręta: Pole F_{cm^2}	Moment bezwładn. J_{cm^4}	$i^2_{cm^2}$	i_{cm}	Długość pręta l_{cm}	s	Współcz. sprężyst. $E^{kg}/_{cm^2}$	Napręż. plastyczn. σ_{pl} kg/cm²	$\frac{E}{\sigma_{pl}}$	Współcz. zamocow. n	s_{gr}	$\frac{s}{s_{gr}}$	$\frac{\sigma_{nieb.}}{\sigma_{pl}}$	$\sigma_{nieb.}$	P_{nieb}
	z konstrukcji	z konstrukcji	$\frac{(3)}{(2)}$	$\sqrt{(4)}$	z konstrukcji	$\frac{(6)}{(5)}$	dla odpowiedn. materiału	dla odpowiedn. materiału	$\frac{(8)}{(9)}$	z konstrukcji	Z wykresu dla (10) i (11)	$\frac{(7)}{(12)}$	Z wykresu dla (13)	(9).(14)	(2).(15)
1	2,388	4,321	1,808	1,345	84,0	62,5	2100000	5300	396,0	1	87	0,719	0,747	3960	9440
2	„	„	„	„	„	„	„	„	„	2	125,2	0,499	0,880	4660	11120

tychczas stosowanych wykresów, opracowanych dla pewnego tylko materiału i uwzględniających niektóre tylko wymiary przekrojów poprzecznych prętów.

Computation of Axial Compressed Struts

Summary

The critical load of a strut of constant section is given by the Euler formula. For shorter struts, Johnsons parabolic formula is recommended. The passage between those cases lies at a value s_{cr} of the slenderness (ratio of strut length to radius of inertia), which is given in chart 2 for different degrees of end encastrement n and for different materials, characterized by the ratio of Young's modulus to yield stress σ_{pl}. In both cases, the ratio of critical stress to yield stress may be expressed as function of the slenderness ratio (diag. 3). This non-dimensional form has the advantage of being universally applicable to all sorts of materials.

Zastosowanie dynamometru do pomiaru mocy silnika w locie

A. Lewis Mac Clain i Richard S. Buck

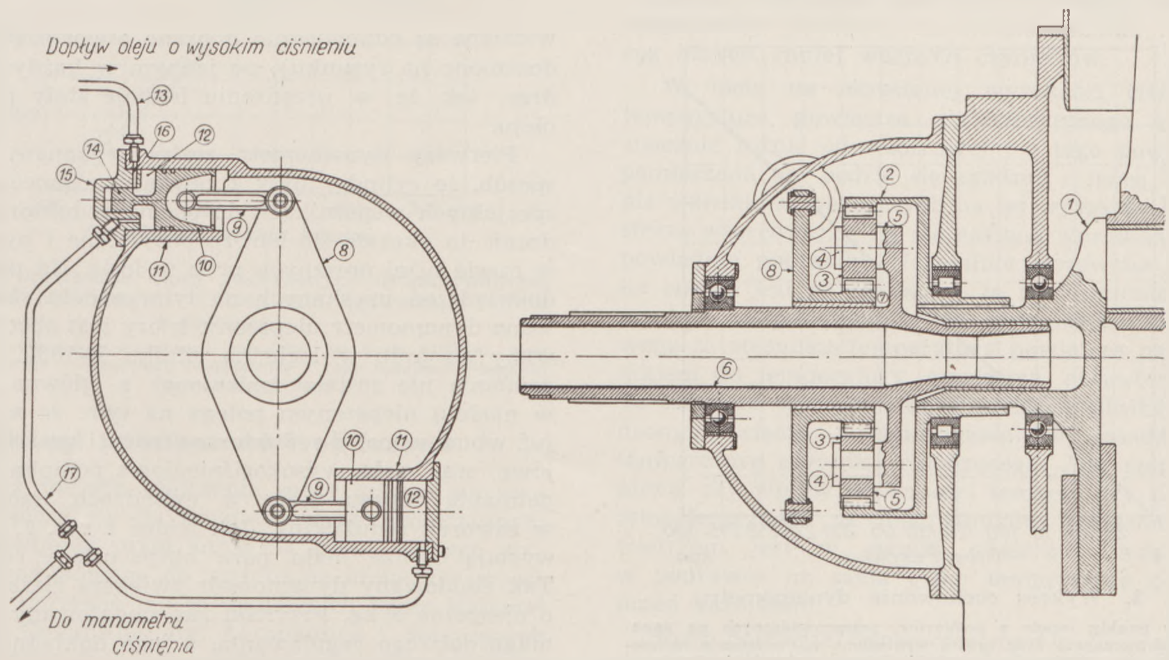
Z oryginału p. t. „Flight-Testing with an Engine Torque Indicator", S. A. E. Journal, February 1938, str. 49—62, przetłumaczył inż. T. Cyga-Karpiński.

Pomiar mocy rozwijanej przez silnik w locie ma bardzo duże znaczenie. Wskutek zmian warunków atmosferycznych moc silnika w locie, określona przy uwzględnieniu wpływu wysokości, ciśnienia ładowania, obrotów i temperatury przed gaźnikiem na podstawie pomiarów dynamometrycznych wykonanych na poziomie morza, nie zawsze jest zgodna z mocą, wynikającą z analizy osiągów samolotów i śmigieł o dobrze znanych charakterystykach. Potrzebę pomiarów mocy silnika w locie odczuwano już od wielu lat i do tego celu używano z lepszym lub gorszym skutkiem różnych urządzeń pomiarowych. Wiele z tych prób nie udało się z powodu zbyt skomplikowanego urządzenia i wątpliwej dokładności pomiaru.

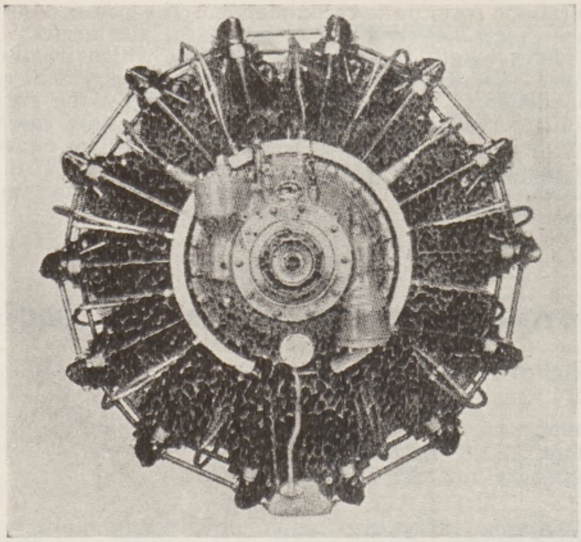
Firma Pratt & Whitney Aircraft opracowała i wypróbowała w locie stosunkowo prosty dynamometr mierzący z dokładnością reakcję wywieraną na koło stałe reduktora silnika. Użycie śmigła Hamilton Standard o stałych obrotach pozwoliło na wykonanie pomiarów mocy silnika na różnych wysokościach, przy różnych otwarciach przepustnicy i obrotach silnika, w zakresie wysokości 0 — 6096 metrów (20.000 stóp). Zbadano również częściowo szereg czynników, mających wpływ na osiągi samolotu i silnika. Tematem niniejszego artykułu będzie opis wspomnianego dynamometru oraz przedstawienie wyników badań wykonanych w różnych warunkach lotu.

Dynamometr Pratt & Whitney

Typ reduktora zastosowany w silnikach lotniczych Pratt & Whitney pozwala na łatwe mierzenie momentu obrotowego silnika. Reakcja koła stałego reduktora zostaje wyważona przy pomocy dwu tłoczków wywierających na zawarty w ich cylindrach olej ciśnienie proporcjonalne do wielkości momentu obrotowego silnika. Ciśnienie oleju, mierzone w kabinie zwyczajnym manometrem, w połączeniu z obrotami silnika i stałym współczynnikiem, określa chwilową moc efektywną silnika rozwijaną przez silnik we wszystkich warunkach jego użytkowania, przy których moment obrotowy ma dodatnią wartość. Rys. 1 przedstawia schemat dynamometru, przy czym po prawej stronie pokazany jest przekrój reduktora Pratt & Whitney. Duże koło *2* o zazębieniu wewnętrznym osadzone jest na przedniej części wału korbowego *1* i zazębia się z kółkami satelitowymi *3*. Satelity obracają się na wałkach *4* umocowanych do tar-



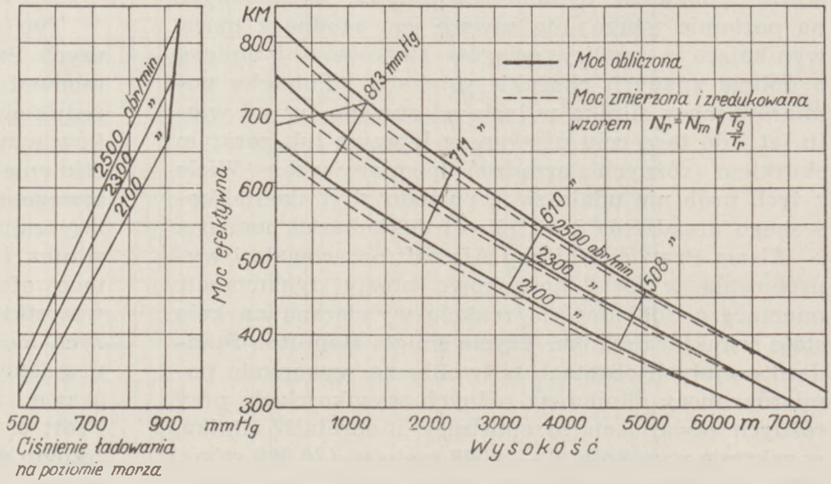
Rys. 1. Schemat dynamometru Pratt & Whitney.



Rys. 2. Silnik Twin Wasp z dynamometrem wbudowanym w korpus reduktora.

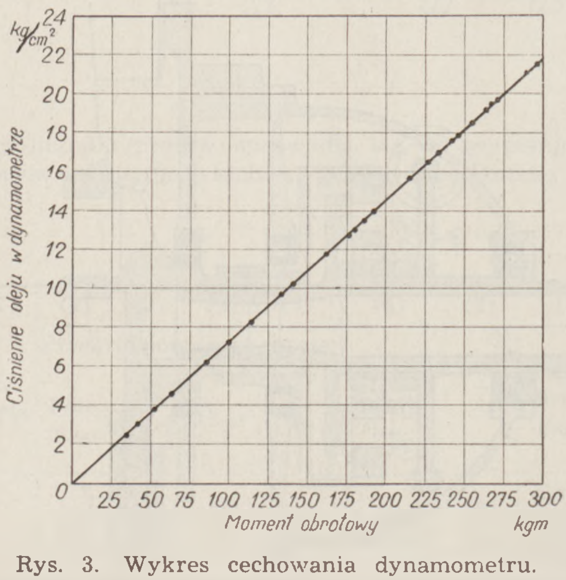
czy 5 będącej częścią wału śmigła. Satelity te toczą się po kole stałym reduktora 7, co powoduje, przy istniejącej przekładni, wolniejsze obroty wału śmigła. Koło stałe reduktora stanowi całość z dwuramienną dźwignią 8, zastępującą normalne osadzenie koła w osłonie reduktora. Jak widać na lewym rysunku, dźwignia ta połączona jest przy pomocy łączników 9 z tłoczkami 10 równoważącymi moment obrotowy silnika. Tłoczki poruszają się w cylindrach 11, moment skręcający zaś jest równoważony ciśnieniem cieczy znajdującej się w wolnej przestrzeni cylindrów 12. Zamiast zastosowanych dwóch możliwe jest użycie dowolnej ilości tłoczków.

Jako cieczy pracującej użyto w dynamometrze Pratt & Whitney oleju silnikowego. W wypadku drobnych strat oleju wskutek nieszczelności zostają one uzupełnione przez małą pompkę tłoczącą, która w przewodzie olejowym 13 utrzymuje ciśnienie wyższe od tego, jakie jest potrzebne w cylindrze do wyrównoważenia największego możliwego momentu obrotowego silnika. W razie wyciekania oleju wskutek nieszczelności z przestrzeni 12, tłoczek 10 i suwaczek 14 przesuwają się w lewo, odsłaniając wlot 16 kanału, doprowadzającego olej uzupełniający. Pozwala to na dopływ oleju z przewodu 13 do przestrzeni 12 i przez przewód wyrównawczy 17 do dolnego cylindra aż do chwili powrotu tłoczków i dźwigni do pierwotnej pozycji równowagi. W tym momencie cofający się górny tłoczek pociąga za sobą suwaczek 14, odcinając automatycznie dalszy dopływ oleju. Wskutek tego w obu cylindrach znajduje się odpowiednia ilość oleju pod tym samym ciśnieniem, przy czym ciśnienie to jest wytwarzane przez moment obrotowy silnika i do niego proporcjonalne. Z przewodu wyrównawczego 17 odprowadzone jest odgałęzienie do manometru w kabinie. Ażeby zapobiec gromadzeniu się powietrza w cylindrach przewidziane są odpowiednio dobrane otworki (nie uwidocznione na rysunku), po jednym w każdym cylindrze, tak że w urządzeniu istnieje stały przepływ oleju.



Rys. 4. Porównanie zmierzonej i obliczonej mocy silnika Twin Wasp Junior, bez osłon.

Pierwszy dynamometr został wykonany w taki sposób, że cylindry były z zewnątrz zamocowane na specjalnych wspornikach do osłony reduktora. Urządzenie to okazało się bardzo pożyteczne i było użyte w czasie niżej opisanych prób w locie. Na podstawie doświadczeń uzyskanych na tym modelu skonstruowano dynamometr ulepszony, który jest obecnie używany do prób w locie na silniku R-1830. Zasada działania nie została zmieniona, a główna różnica w modelu ulepszonym polega na tym, że są w nim już wbudowane w reduktor cylindry i przewody olejowe, oraz mała, wysokociśnieniowa pompka do uzupełniania zapasu oleju w cylindrach, zaopatrzona w zaworek redukcyjny. Jak widać z rys. 2, cylindry wystają bardzo mało poza obrys osłony reduktora. Tak zbudowany dynamometr zwiększa ciężar silnika o niespełna 9 kg. Przyrząd raz zmontowany nie wymaga dalszego regulowania, a jego dokładność może być zachowana przez długi czas.



Rys. 3. Wykres cechowania dynamometru.

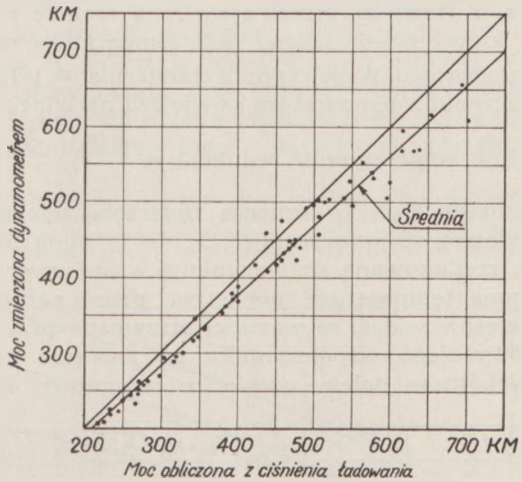
Poszczególne punkty wzięto z pomiarów, przeprowadzonych na dynamometrze elektrycznym; linię prostą wykreślono na podstawie obliczenia, opartego na wymiarach (przekrój tłoka, ramię dźwigni) dynamometru i przekładni reduktora.

Przy cechowaniu obu dynamometrów stwierdzono, że moment obrotowy otrzymany przez obliczenie zgadza się z momentem pomierzonym w czasie cechowania, w granicach maksymalnego błędu nie większego od ± 0,5% dla każdego z dynamometrów. Rys. 3 przedstawia wykres cechowania dynamometru i unaocznia jego dokładność. Dzięki konstrukcji przyrządu cechowanie jego jest obecnie zbyteczne. Moc silnika w KM otrzymuje się z wzoru:

$$N = k \, . \, p \, . \, n$$

gdzie p jest wartością odczytu manometru w kg/cm², k stałą zależną od przekładni reduktora i wymiarów poszczególnych części dynamometru, a n ilością obrotów silnika na minutę.

Próby w locie były wykonywane na średnio doładowanym silniku Twin Wasp Junior, wyposażonym w dynamometr i śmigło Hamilton Standard o stałych obrotach, zabudowanym na samolocie Vought Corsair. W czasie większości prób silnik nie posiadał osłon, chociaż owiewki ciśnieniowe były na nim założone. Ażeby przeciwciśnienie na wydechu było możliwie zbliżone do ciśnienia atmosferycznego użyto krótkich kominków wylotowych, przeprowadzając tylko wydmuch jednego cylindra przez podgrzewacz gaźnika. Umieszczony poniżej silnika chwyt powietrza gaźnika posiadał duże wymiary i był wysunięty daleko do przodu celem utrzymania temperatury powietrza wlotowego możliwie zbliżonej do temperatury powietrza atmosferycznego. W przewodzie doprowadzającym powietrze do gaźnika wbudowano zawór pozwalający na regulację ciśnienia na wlocie gaźnika w celu odtworzenia warunków braku ciśnienia prędkości.

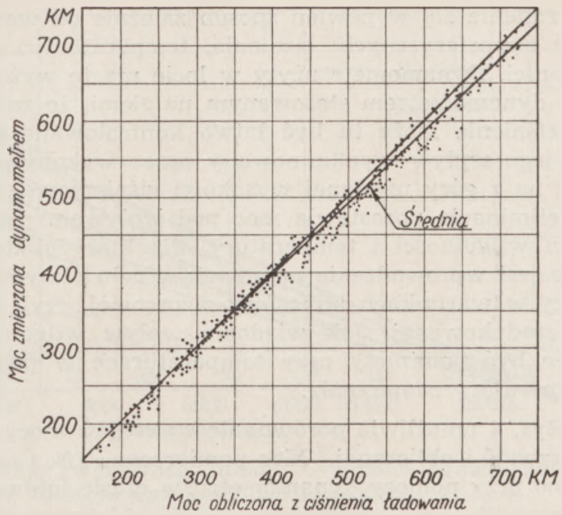


Rys. 5. Porównanie mocy zmierzonych dynamometrem z mocami obliczonymi z ciśnienia ładowania; silnik z osłonami.

Próby przeprowadzono w zakresie wysokości od 0 do 6100 m, przy różnych obrotach i otwarciach przepustnicy i przy regulacji mieszanki dla najlepszej mocy.

Osiągi pomierzone i obliczone

Obecna metoda obliczania mocy silnika na wysokości opiera się na pomiarze dynamometrycznym mocy rozwijanej przez silnik na ziemi, którego wyniki są zredukowane do warunków atmosfery wzorcowej na poziomie morza, ustalonych przez National Advisory Committee for Aeronautics i dotyczących idealnej atmosfery nie zawierającej wilgoci. Przyj-



Rys. 6. Porównane mocy zmierzonych dynamometrem z mocami, obliczonymi z ciśnienia ładowania; silnik bez osłon.

Warunki prób jak rys. 5.

mując tak obraną moc na ziemi jako podstawę wyjściową, oblicza się moc na wysokości, wprowadzając odpowiednie poprawki dla uwzględnienia różnic między warunkami atmosfery wzorcowej na ziemi i na wysokości. Poprawki te zostały opracowane na podstawie doświadczeń szeregu laboratoriów, przystosowanych do pomiarów wysokościowych, oraz niewielkiej ilości pomiarów w locie z urządzeniami do pomiaru mocy. Krzywe mocy na wysokości wraz z wynikami pomiarów mocy na ziemi służą do określania rzeczywistej mocy silnika w locie z wskazań szeregu przyrządów, mierzących różne czynniki na tę moc wpływające. Wraz z ilością uwzględnionych czynników rośnie dokładność ustalenia mocy. Normalnie używa się wysokości, ciśnienia ładowania, obrotów i temperatury powietrza przed gaźnikiem jako czynników, wywierających decydujący wpływ na moc. Z reguły nie wprowadza się poprawek na wpływ wilgotności, temperatury powietrza chłodzącego, ani też na zmiany ciśnienia ładowania wywołane zmianami temperatury powietrza na wlocie gaźnika i na szereg innych, mniej ważnych czynników.

W locie na określonej wysokości ciśnieniowej temperatura powietrza atmosferycznego może się znacznie różnić od wzorcowej i z tego powodu moc pomierzona nie będzie się zgadzać z mocą obliczoną dla warunków, panujących na tej wysokości w atmosferze wzorcowej, o ile nie zostaną wprowadzone odpowiednie poprawki. Normalnie stosowana poprawka oparta jest na założeniu, że moc zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego ze stosunku temperatury powietrza przed gaźnikiem do temperatury powietrza atmosferycznego. To założenie wynikło z doświadczeń z silnikami chłodzonymi cieczą, utrzymującymi w zasadzie stałą temperaturę czynnika chłodzącego. Jest rzeczą wątpliwą, czy wpływ zmienności temperatury powietrza atmosferycznego na moc silników chłodzonych powietrzem jest w sposób właściwy uwzględniony w poprawce na samą tylko temperaturę powietrza przed gaźnikiem.

Przy pomiarze dynamometrem w locie podobnie jak przy próbie hamownianej na ziemi moc zmierzo-

na zmienia się w pewien sposób zależnie od warunków atmosferycznych: ciśnienia, temperatury i wilgotności. Dynamometr użyty w locie ma tę wyższość nad dynamometrem stosowanym na ziemi, że zmienne ciśnienie może tu być łatwo kontrolowane bądź też jego wpływ wyeliminowany przez wykonywanie lotu na z góry ustalonej wysokości ciśnieniowej. Taka eliminacja pozostawia moc pod wpływem zmienności wilgotności i temperatury, dla których konieczne jest wprowadzenie poprawek w celu otrzymania mocy w warunkach atmosfery wzorcowej, czyli mocy zredukowanej. Jak wiadomo wpływ wilgotności może być pominięty przy temperaturach w pobliżu temperatury zamarzania.

Rys. 4 umożliwia porównanie wykresów mocy pomierzonej i obliczonej. Moc pomierzoną (N_m) uzyskano przy pomocy dynamometru w czasie lotów pomiarowych, oraz zredukowano (N_r) do warunków temperatury atmosfery wzorcowej na wysokości (T_r) stosując konwencjonalną poprawkę na temperaturę powietrza przed gaźnikiem (T_g), wg wzoru

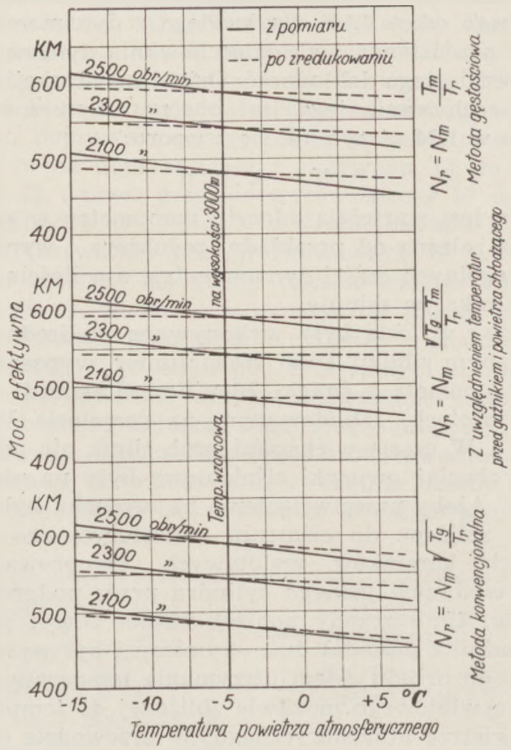
$$N_r = N_m \sqrt{\frac{T_g}{T_r}}$$

Duży rozrzut punktów pomiarowych, szczególnie dla wysokości 3000 m, wskazuje na pewne braki konwencjonalnej metody redukowania mocy do warunków wzorcowych. Moc silnika na wysokości została obliczona w zwykły sposób z pomiarów na hamowni tego samego silnika.

Porównanie mocy zmierzonych przy pomocy dynamometru z mocami uzyskanymi metodą pomiaru ciśnienia ładowania jest przeprowadzone na rys. 5 i 6 dla całego zakresu wysokości i stopni otwarcia przepustnicy. Na rys. 5 pokazano wyniki otrzymane dla silnika z założonymi osłonami. Średnia linia przeprowadzona po przez obszar rozrzutu punktów wskazuje na to, że moc ustalona przy pomocy metody ciśnienia ładowania jest o około 8% większa od wartości pomierzonych. Na rys. 6, gdzie to samo porównanie jest przeprowadzone dla silnika bez osłon, poszczególne punkty są również rozrzucone, lecz moce wyznaczone metodą ciśnienia ładowania i pomiarem przy pomocy dynamometru nie wykazują już takiej rozbieżności. Przy wyższych mocach jednak metoda ciśnienia ładowania znów daje wyższe wartości od pomierzonych.

Poza metodą, opierającą się na temperaturze powietrza przed gaźnikiem, możliwe jest również użycie innych metod redukowania mocy, rozwijanej na pewnej wysokości ciśnieniowej, do warunków atmosfery wzorcowej. Rys. 7 przedstawia dwie dodatkowe metody redukowania mocy dla różnych temperatur powietrza atmosferycznego. Linie pełne przedstawiają moce pomierzone dynamometrem, zaś linie przerywane — wartości zredukowane do warunków atmosfery wzorcowej. Oparcie się na idealnej metodzie redukcji pozwoliłoby na uzyskanie stałości mocy zredukowanej dla całego zakresu temperatur; innymi słowy linie przerywane stałyby się poziome.

Rys. 7 (dół) wykazuje niewłaściwość stosowania konwencjonalnej poprawki na temperaturę powietrza przed gaźnikiem do silników, odbywających loty dzień po dniu na tej samej wysokości ciśnieniowej, lecz przy temperaturze na wlocie gaźnika zmieniającej się wraz z temperaturą powietrza otaczającego. Poprawka ta nie uwzględnia wpływu temperatury powietrza chłodzącego ani gęstości na moc silnika.

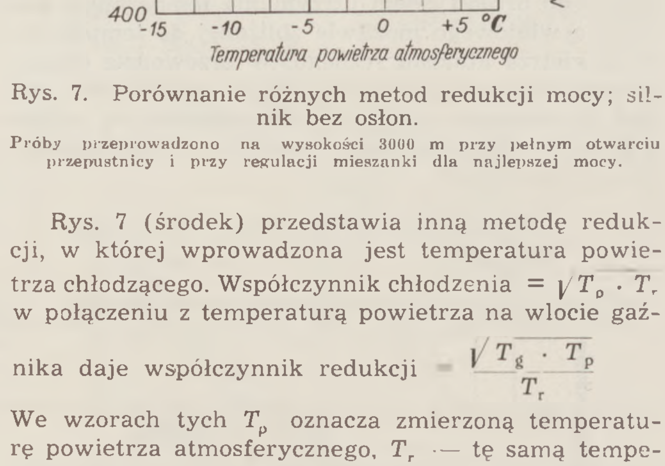


Rys. 7. Porównanie różnych metod redukcji mocy; silnik bez osłon.

Próby przeprowadzono na wysokości 3000 m przy pełnym otwarciu przepustnicy i przy regulacji mieszanki dla najlepszej mocy.

Rys. 7 (środek) przedstawia inną metodę redukcji, w której wprowadzona jest temperatura powietrza chłodzącego. Współczynnik chłodzenia $= \sqrt{T_p \cdot T_r}$ w połączeniu z temperaturą powietrza na wlocie gaźnika daje współczynnik redukcji $= \frac{\sqrt{T_g \cdot T_p}}{T_r}$

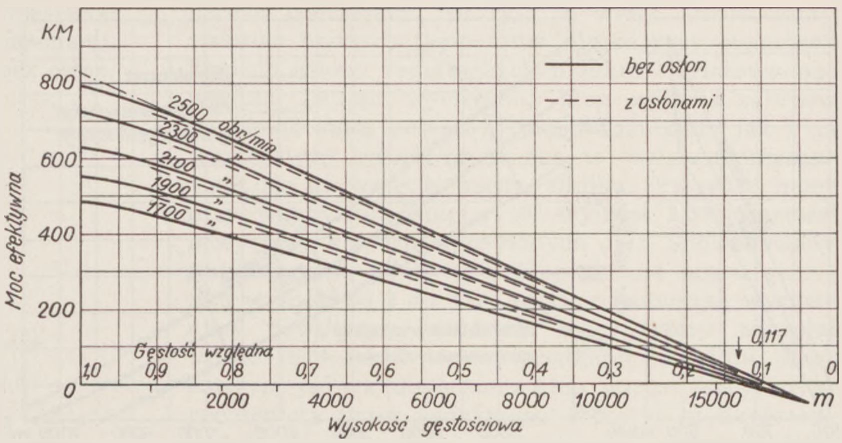
We wzorach tych T_p oznacza zmierzoną temperaturę powietrza atmosferycznego, T_r — tę samą temperaturę, zredukowaną do warunków wzorcowych i T_g zmierzoną temperaturę powietrza przed gaźnikiem. Z wykresów widać, że wartości otrzymane przy użyciu powyższego współczynnika są znacznie bliższe wartości, które należy uważać za wzorcowe, aniżeli



Rys. 8. Pomiar mocy silnika Twin Wasp Junior na wysokości 3000 m., bez osłon, przy zastosowaniu dwóch różnych metod redukcji.

uzyskane przy użyciu samej tylko poprawki na temperaturę powietrza przed gaźnikiem.

W warunkach lotu bez podgrzewania powietrza przed gaźnikiem temperatury tego powietrza i powietrza atmosferycznego są w przybliżeniu takie same, i przy założeniu ich równości współczynnik redukcji staje się stosunkiem gęstości powietrza w warunkach atmosfery wzorcowej do gęstości w warunkach rzeczywistych lotu. Rys. 7 (góra) przedstawia wpływ stosowania tej poprawki, którą możnaby nazwać metodą wysokości gęstościowej lub stosunku gęstości. Dla przeciętnego zakresu temperatur atmosferycznych sprawa redukcji mocy upraszcza się, jeśli moc silnika może być wyrażona w funkcji wysokości gęstościowej na równi z metodami, stosowanymi do redukcji osiągów samolotu i śmigła.



Rys. 10. Moc silnika Twin Wasp Junior, zmierzona dynamometrem, w funkcji wysokości gęstościowej.
Warunki pomiarów jak rys. 9.

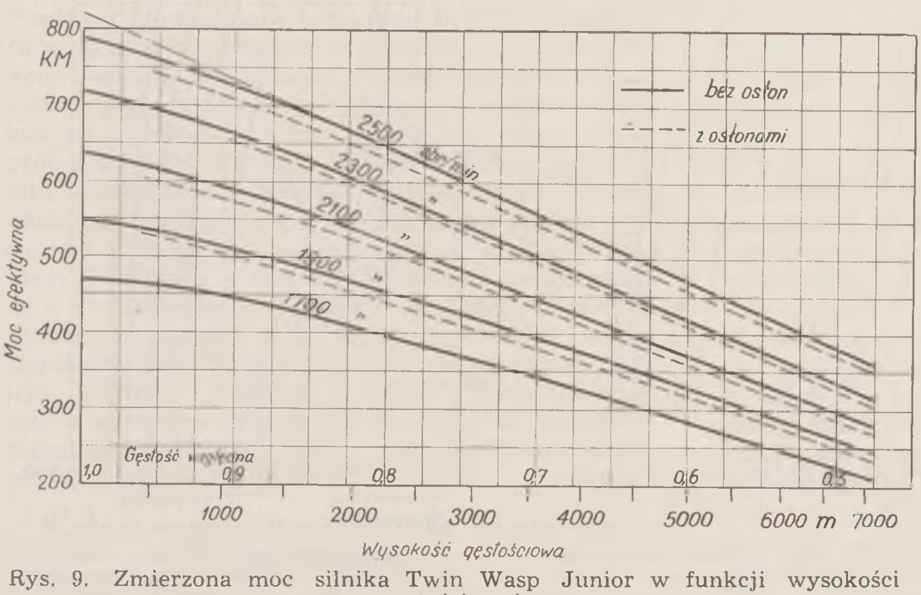
Przy pomocy dynamometru możliwe jest całkowite wycechowanie silnika na każdej wysokości. Rys. 8 przedstawia wyniki takiego cechowania wykonanego dla wysokości 3000 m. W rzeczywistości poszczególne punkty tych krzywych uzyskano z szeregu pomiarów wykonanych na tej wysokości dla szerokiego zakresu temperatur. Krzywe na rysunku przedstawiają zależność mocy od ciśnienia ładowania przy stałych liczbach obrotów. Wartości mocy są zredukowane do temperatury odpowiadającej atmosferze wzorcowej metodami pokazanymi na rys. 7. Podobne cechowania zostały wykonane na różnych wysokościach w zakresie 0 do 6000 m.

Wyniki pomiarów w locie przedstawione w funkcji pomierzonej wysokości gęstościowej zebrane są na rys. 9. Pokazuje on w funkcji gęstości wartości mocy pomierzonej przy pełnym otwarciu przepustnicy i regulacji składu mieszanki dla najlepszej mocy[1]). Zmierzone moce zostały tu przedstawione w funkcji wysokości gęstościowej, na jakiej wykonany był lot. Tak np. większość punktów leżących między 2750 i 3650 m. została uzyskana w locie na wysokości gęstościowej 3000 m. Otrzymane małe zgrupowania punktów wskazują na najzupełniej zadawalającą dokładność redukcji, polegającej na podawaniu mocy w funkcji wysokości gęstościowej, przy czym, jak zaznaczono poprzednio, jest ona bardzo dogodna w związku z obliczaniem osiągów samolotów. Linie pełne przedstawiają wyniki dla silnika bez osłon, linie przerywane zaś — dla silnika z osłonami. Krzywe te nie dają idealnej redukcji, lecz ogólny ich charakter wydaje się prawidłowy. Wyczuwa się, że metoda ta może dać zupełnie dokładne wyniki tylko wówczas, gdy powietrze doprowadzane do gaźnika ma w przybliżeniu tę samą temperaturę co powietrze atmosferyczne, oraz gdy kształt osłon, chłodzenie i ciśnienie prędkości na wlocie gaźnika nie zmieniają się pomiędzy poszczególnymi lotami. Metoda powyższa zakłada ponadto użycie śmigła o stałych obrotach lub śmigła tak ustawionego, że utrzymuje ono stałe obroty silnika.

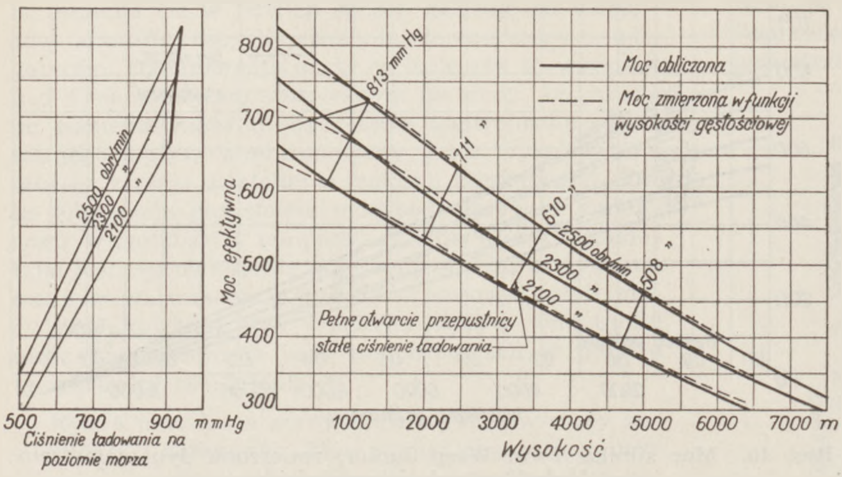
Przy doprowadzaniu do gaźnika zimnego powietrza otrzymuje się prawie te same wyniki, jeśli moce silnika wykreślić w funkcji wysokości gęstościowej, odniesionej temperatury przed gaźnikiem. Gdy jednak do gaźnika doprowadza się powietrze podgrzane, metoda redukcji mocy, oparta o wysokość gęstościową, odpowiadającą temperaturze przed gaźnikiem, nie jest właściwa, gdyż nie zostają uwzględnione zmiany ciśnienia ładowania i przeciwciśnienia na wydechu na wysokości gęstościowej, w funkcji której moce są wykreślone.

Ogólną tendencję silnika do rozwijania na małych wysokościach mniejszej mocy aniżeli obliczona należy częściowo przypisać temu, że moc obliczona jest odniesiona do warunków atmosfery wzorcowej o idealnie suchym powietrzu. W locie nie jest możliwe osiągnięcie takich warunków, i dlatego moce pomierzone w temperaturach leżących zdecy-

[1]) Określenie „najlepsza moc" powstałe przez dosłowne tłomaczenie z angielskiego (best power), dotyczy pracy silnika w warunkach takiego maksymalnego zubożenia silnika (przez ruch dźwigni poprawki wysokościowej), które jeszcze nie powoduje spadku mocy (przyp. red.).



Rys. 9. Zmierzona moc silnika Twin Wasp Junior w funkcji wysokości gęstościowej.
Pomiary przeprowadzono przy pełnym otwarciu przepustnicy i regulacji mieszanki dla najlepszej mocy.



Rys. 11. Porównanie zmierzonej i obliczonej mocy silnika Twin Wasp Junior, bez osłon.

dowanie powyżej temperatury zamarzania muszą być niższe od obliczonych z powodu zawartości wilgoci w powietrzu. Odpowiednie poprawki na ciśnienie pary wodnej mogą zbliżyć do siebie wartości mocy pomierzonej i obliczonej. Ponadto użyty do prób silnik rozwijał moc nominalną na wysokości 1200 metrów t. zn. był przeciążany przy pełnym otwarciu przepustnicy na mniejszych wysokościach. Regulacja zapłonu, gaźnika, zaworów itp. odpowiadała normalnym warunkom użytkowania. Silnik objawiał tendencję do detonacji na bardzo małych wysokościach przy pełnym otwarciu przepustnicy i regulacji składu mieszanki odpowiadającej najlepszej mocy, tak że konieczne było ustawienie dźwigni regulującej na mieszankę nieco bogatszą celem utrzymania maksymalnej mocy bez nadmiernego ogrzania cylindrów silnika. Moc silnika odpowiadającą takiemu ustawieniu dźwigni możnaby określić nazwą „najlepszej mocy kompromisowej".

Na rys. 10 odcinki proste krzywych z rys. 9 zostały przedłużone do przecięcia się z linią zerową mocy i w dalszym ciągu aż do ich wspólnego punktu przecięcia. Godne uwagi jest to, że moc silnika spada do zera dla różnych jego obrotów przy wartościach gęstości względnej leżących pomiędzy 0,092 i 0,125 t. zn. przy średniej jego wartości 0,108, zgadzającej się dobrze z wielkością 0,117 obliczoną według zawartego w pracy Gagg i Farrar'a[1]).

Punkt wspólnego przecięcia się wszystkich krzywych wypada dla gęstości względnej bliskiej zera i dla ujemnej wartości mocy. Być może oznacza to, że moc zużyta na pokonanie tarcia wewnętrznego silnika w warunkach praktycznej próżni byłaby tego rzędu. Trzeba jednak zaznaczyć, że część wykresu powyżej wysokości 6400 metrów została otrzymana w drodze ekstrapolacji.

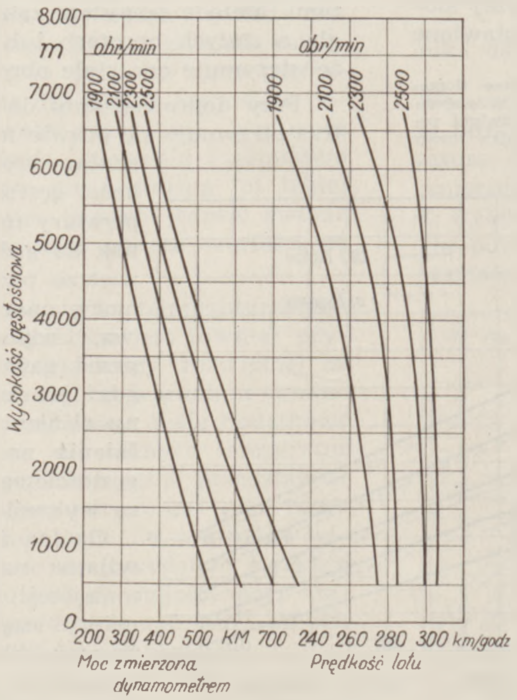
Przedłużenie prostych odcinków wykresów do przecięcia z linią zerową wysokości daje wartość mocy na poziomie morza, zgadzającą się dobrze z mocą na ziemi przy pełnym otwarciu przepustnicy w warunkach atmosfery wzorcowej (suchej), jaką otrzymujemy z normalnych wykresów cechowania silnika na ziemi. Porównanie na rys. 11 mocy zredukowanej tą metodą z mocą obliczoną wykazuje doskonałą ich zgodność dla wysokości powyżej 1200 lub 1500 metrów i to bez wprowadzania poprawki na wilgotność.

Badania innych czynników wpływających na osiągi

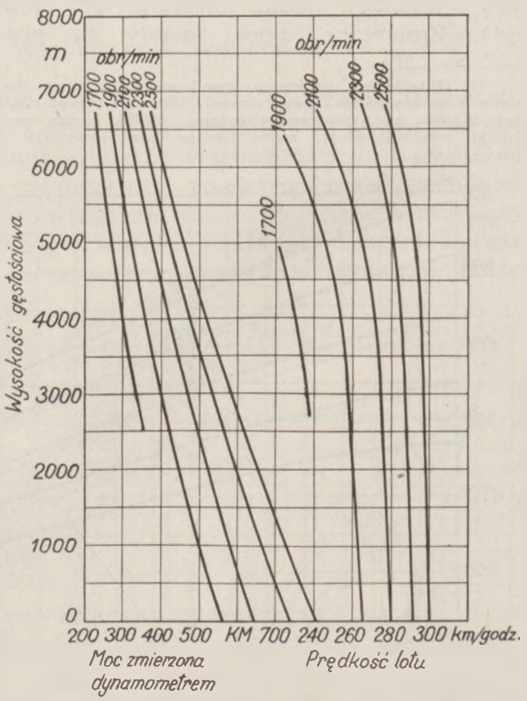
Obok pomiarów mocy w locie okazał się dynamometr również bardzo użytecznym przy badaniu innych czynników mających wpływ na osiągi samolotu i silnika. W dalszym ciągu artykułu omówione zostaną niektóre z przeprowadzonych prób.

Prędkość osiągnięta z osłonami i bez osłon

Na rys. 12 podane są wykresy mocy silnika i prędkości samolotu osiągniętych w locie poziomym przy



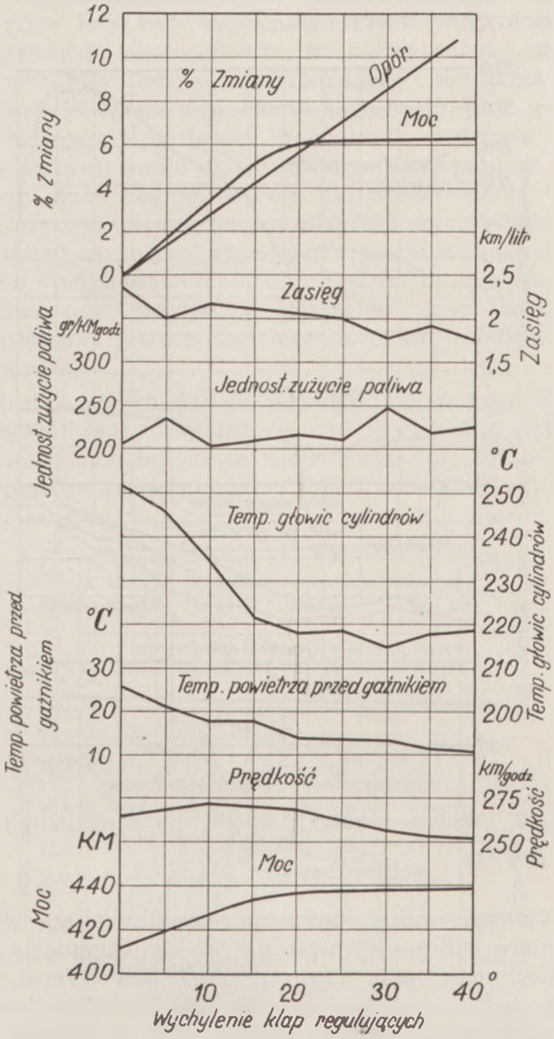
Rys. 12. Zmierzona moc silnika i prędkość lotu na różnych wysokościach, przy użyciu osłon.
Pomiary wykonano w lotach poziomych przy pełnym otwarciu przepustnicy.



Rys. 13. Zmierzona moc silnika i prędkość lotu na różnych wysokościach, bez osłon.
Warunki pomiarów jak rys. 12.

1) Altitude Performance of Aircraft Engines Equipped with Gear—Driven Superchargers, S. A. E. Journal, June 1934, str. 217—225.

pełnym otwarciu przepustnicy i regulacji mieszanki na najlepszą moc dla silnika z założonymi osłonami; na rys. 13 zaś te same wykresy dla silnika bez osłon.

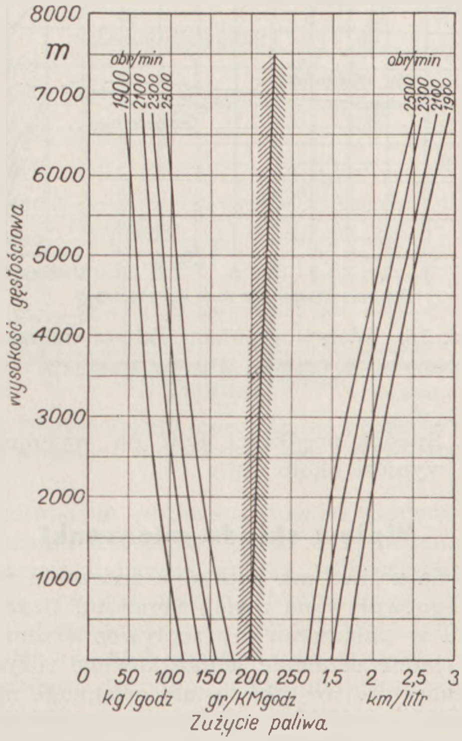


Rys. 14. Wpływ ustawienia klap, regulujących przekrój wylotowy powietrza chłodzącego.
Pomiary wykonano na wysokości 3000 m przy pełnym otwarciu przepustnicy i 2100 obr/min.

Punkty odpowiadające pomiarom prędkości samolotu wykazują duży rozrzut, normalny w wypadku dokonywania lotów w ciągu dłuższego okresu czasu, i unaoczniają w ten sposób błędność opierania wniosków na wynikach pojedyńczych lotów. W ciągu tych prób maksymalna zmiana ciężaru całkowitego samolotu wyniosła 12% wskutek zużycia paliwa. Porównanie prędkości samolotu na obu wykresach dla wysokości 3000 m. uwidacznia wzrost prędkości z silnikiem osłoniętym w stosunku do silnika nieosłoniętego o 4,8 do 6,4 km/godz. (1,5%) obok i pomimo równoczesnego spadku mocy o 10 do 12 KM (1,5%). Uzyskany zysk na prędkości jest mniejszy od tego, jaki powinna zapewnić dobrze zaprojektowana osłona silnikowa; wpływ na to miało bez wątpienia zabudowanie na samolocie z założoną osłoną dużej, zewnętrznej chłodnicy oleju.

Wpływ regulacji przepływu powietrza chłodzącego

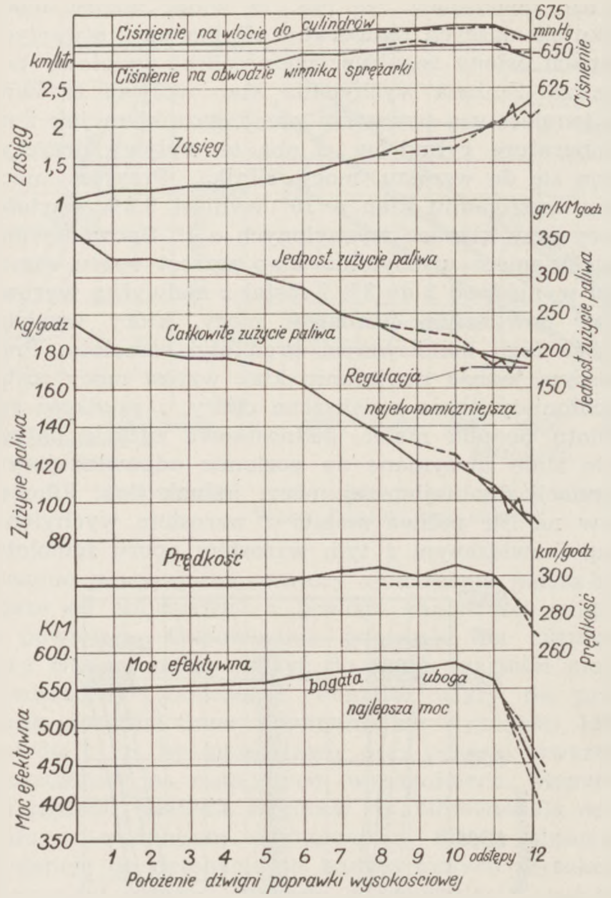
Wpływ regulacji przepływu powietrza chłodzącego przez zmianę ustawienia klap regulujących jest bardzo pouczający. Na rys. 14 widać wzrost mocy wskutek niższych temperatur silnika przy otwartych klapach osłony regulujących przekrój wylotowy powietrza. Zmiana wychylenia klap wpływa zarówno na temperaturę powietrza przed gaźnikiem jak i na temperaturę cylindrów, a oba te wpływy przyczyniają się do wzrostu mocy silnika. Przyrost mocy przy wychyleniu klap o 10° wyniósł 3,5% wartości mocy przy klapach wychylonych o 1°. Spowodowany zwiększeniem wychylenia klap wzrost oporu samolotu wyniósł od 2 do 3% i został z nadwyżką wyrównany powyższym wzrostem mocy, który wywołał wobec tego lekki wzrost prędkości samolotu. Przy dalszym jednak otwieraniu klap wzrost mocy został pochłonięty przez zwiększone opory, i prędkość samolotu poczęła maleć. Jednostkowe zużycie paliwa było stale utrzymane na poziomie odpowiadającym regulacji dla najlepszej mocy, jednak ilość kilometrów na litr paliwa malała z wzrostem wychylenia klap i związanym z tym wzrostem oporu samolotu.



Rys. 15. Wpływ wysokości na zużycie paliwa.
Pomiary wykonano przy pełnym otwarciu przepustnicy i regulacji mieszanki dla najlepszej mocy.

Zużycie paliwa w funkcji wysokości

Ogólne tendencje kształtowania się zużycia paliwa w zależności od wysokości, przy pełnym otwarciu przepustnicy i regulacji na najlepszą moc obrazuje rys. 15. Całkowite zużycie paliwa maleje w przybliżeniu proporcjonalnie do spadku mocy z wysokością. Jednostkowe zużycie paliwa stopniowo rośnie wraz z wysokością i jest bezwątpienia zależne od stosunku mocy efektywnej do mocy zużywanej na pokonanie tarcia wewnętrznego silnika, przy czym ta ostatnia maleje wolniej od pierwszej. Wskutek spadku mocy zasięg przy pełnym otwarciu przepustnicy, wyrażony w km/litr paliwa, rośnie wybitnie ze wzrostem wysokości, przewyższając na wysokości 3000 m o około 30%, na wysokości 6000 m zaś o około 70% zasięg przy ziemi; t. zn. przyrost o około 10% na każde



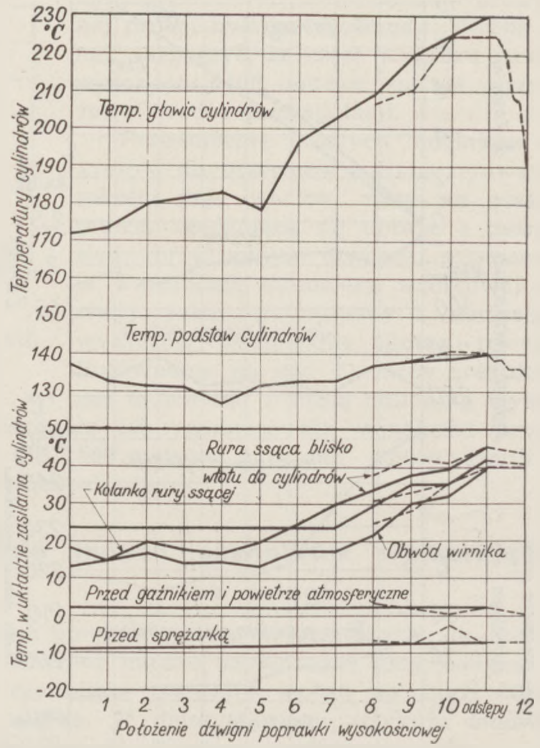
Rys. 16. Wpływ regulacji składu mieszanki.
Pomiary wykonano na wysokości 3000 m przy pełnym otwarciu przepustnicy i 2500 obr/min.

1000 m. Spadek prędkości lotu na wysokości 6000 metrów wyniósł około 10%.

Wpływ składu mieszanki

Zużycie paliwa ma kapitalne znaczenie ze względu na jego wpływ na zasięg samolotu. Użycie dynamometru w połączeniu z przepływomierzem umożliwiło dokładne ustalenie jednostkowego zużycia paliwa. Podane niżej wyniki zostały osiągnięte na silniku eksperymentalnym, dlatego zrozumiałe jest, że wiele wykonanych przy tym czynności nie miało charakteru normalnego, i że stałe użytkowanie silnika w tych warunkach mogłoby mieć bardzo szkodliwy wpływ na jego stan.

Rys. 16 i 17 przedstawiają wykreślnie wpływ zmian składu mieszanki na niektóre charakterystyki silnika i samolotu. Przy pomocy nacięć wykonanych na obwodzie sektora dźwigni regulacyjnej w kabinie, umieszczonych w odstępach 2,5 mm, podzielono całkowitą drogę dźwigni na 25 części. W czasie próby przesuwano dźwignię stopniowo po jednym odstępie, poczynając od położenia odpowiadającego bogatej mieszance aż do uzyskania mieszanki silnie zubożonej, dla której konieczne było przesuwanie dźwigni po $^1/_5$ odstępu zaledwie. Przy mieszance uboższej od regulacji najekonomiczniejszej pojawiły się zmiany mocy, które się wzmagały w miarę dalszego zubożania, aż w końcu następowało przerwanie prób wskutek bardzo gwałtownych wahań mocy, a chwilami nawet całkowitych przerw w pracy silnika. Tym warunkom odpowiada na wykresie mocy z rys. 16 — mniejwięcej w skali — rozwidlona część krzywej. Wyniki kontrolnej próby pracy silnika na tak zubożonej mieszance przedstawiają kreskowane części krzywej mocy.



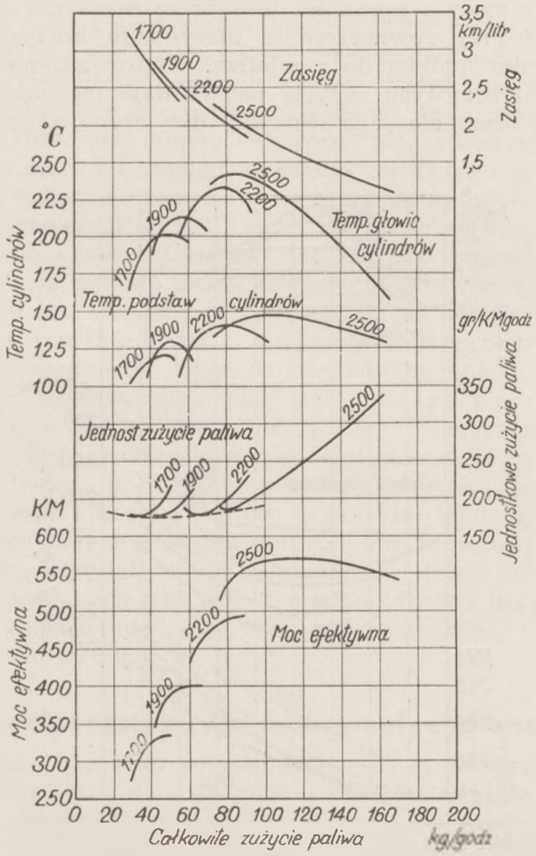
Rys. 17. Wpływ regulacji składu mieszanki; silnik bez osłon.
Warunki pomiarów jak rys. 16.

Krzywa mocy pokazuje stopniowy jej wzrost w miarę zubożania mieszanki aż do osiągnięcia najlepszej mocy, przy czym przyrost ten wynosi 4,5% przy użytym typie gaźnika. Porównując krzywą jednostkowego zużycia paliwa i krzywą mocy, widzimy że najekonomiczniejszemu zużyciu paliwa odpowiada moc, wynosząca około 90% „najlepszej mocy", przy czym odpowiedni punkt leży w najwyższej części krzywej mocy. Jest również zupełnie widoczne, że w wypadku tym praktyczne maksimum mocy zostało osiągnięte dla zakresu położeń dźwigni odpowiadającego kilku (3 — 4) podziałkom sektora. Z porównania tych samych krzywych widać w dalszym ciągu, że przy przejściu z regulacji dla najlepszej mocy bogatej na najlepszą moc ubogą jednostkowe zużycie paliwa maleje z 255 gr/KMgodz. na 210 gr/KMgodz. tj. o około 20% bez praktycznie żadnej zmiany mocy. Krzywa prędkości samolotu jest odbiciem zmian krzywej mocy. Jedną z przyczyn mniejszych prędkości samolotu w czasie lotu kontrolnego było prawdopodobnie zwiększenie o około 10% ciężaru samolotu wskutek uzupełnienia przed tym lotem zapasu paliwa i odpowiedniej zmiany oporu indukowanego.

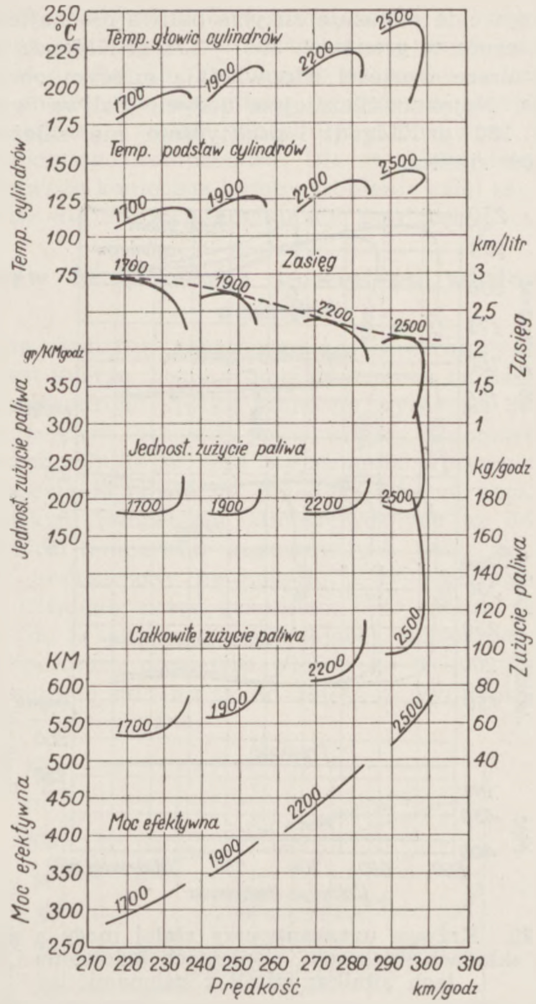
Rzut oka na wykres temperatury cylindrów na rys. 17 wyjaśnia nam wpływ zużycia paliwa i pomaga do zrozumienia instrukcji wytwórni silnikowych, odnoszących się do stosowania urządzeń kontrolujących skład mieszanki w locie na pełnej mocy. Zmiana regulacji składu mieszanki z najlepszej mocy bogatej na najlepszą moc ubogą powoduje wzrost tem-

peratury cylindrów o około 22°C, zaś przy zubożaniu od pełnego wzbogacenia wzrost ten wynosi około 55°C. Podkreślić tu należy, że gaźnik silnika użytego do prób był celowo bogato wyregulowany, oraz że powyższe loty były wykonywane jako loty poziome na wysokości około 3000 m, na której dał się odczuć wzbogacający wpływ rozrzedzonego powietrza atmosfery. W czasie wznoszenia na pełnym gazie wskutek mniejszej prędkości powietrza konieczne było stałe utrzymywanie składu mieszanki w pobliżu najlepszej mocy bogatej w celu nie przekroczenia temperatury cylindrów 260 — 270°C. Przy wykonywaniu mniej stromych wznoszeń z prędkością na torze większą od odpowiadającej najlepszemu wznoszeniu możliwe było stosowanie mieszanki nieco uboższej i utrzymanie jeszcze dostatecznie niskiej temperatury cylindrów.

Zasięg z litra paliwa wzrastał z 1,49 km/litr dla najlepszej mocy bogatej do 1,79 km/litr dla najlepszej mocy ubogiej jak to widać z rys. 16 t. zn. o 20%. Polepszenie zasięgu między lotem na najlepszej mocy a lotem najekonomiczniejszym jest jednak zjawiskiem złożonym z powodu spadku mocy i związanego z tym polepszenia zasięgu wskutek zmniejszonej prędkości lotu. Te złożone zależności zostały specjalnie zbadane i będą omówione w dalszej części artykułu. Rezygnując z większej prędkości, osiągnięto polepszenie o około 20% zasięgu dzięki połączonemu wpływowi zmniejszenia mocy i zubożenia mieszanki od regulacji odpowiadającej najlepszej mocy do najekonomiczniejszej.



Rys. 18. Wpływ składu mieszanki.
Pomiary wykonano na wysokości 3000 m przy pełnym otwarciu przepustnicy. Liczby przy krzywych oznaczają obr/min silnika, przy których wyznaczono przebieg krzywej.

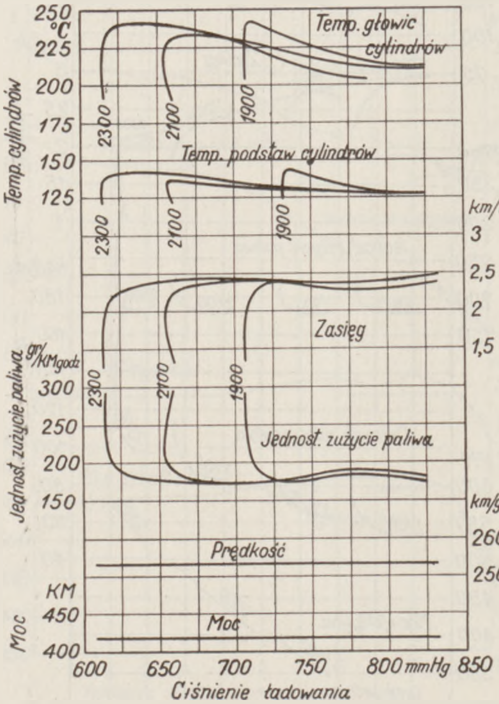


Rys. 19. Wpływ składu mieszanki na prędkość samolotu.
Warunki pomiarów i znaczenie liczb przy krzywych jak rys. 18.

Interesującym objawem towarzyszącym zubożaniu mieszanki jest tendencja do wzrostu temperatury w przestrzeni dolotowej silnika poza sprężarką, niewątpliwie wskutek wzrostu temperatury głowic cylindrów, wpływającej na ogólny wzrost temperatury silnika, jak również wskutek zmniejszenia ilości ciepła potrzebnej do odparowania mniejszej ilości benzyny zawartej w mieszance. Ciśnienie ładowania zarówno przy wlocie do cylindra jak i na obwodzie wirnika sprężarki wykazuje wzrost o około 2% przy zubożaniu mieszanki.

Zmienność niektórych charakterystyk silnika z regulacją gaźnika bywa często przedstawiana w funkcji całkowitego zużycia paliwa. Wykresy tego typu pokazane są na rys. 18, który podaje niektóre charakterystyki silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy i różnych obrotach silnika na wysokości 3000 m. Na krzywych tych zaobserwować można wybitną prawidłowość przebiegu, większą od tej jakiej się spodziewano podczas prób. Krzywą dla najwyższych obrotów uzyskano dla większego zakresu zużyć i ona też najlepiej odzwierciadla charakter zmienności, którego należy oczekiwać. Moc odpowiadającą punktom szczytowym krzywych mocy dla poszczególnych ilości obrotów określa się jako najlepszą moc. Warunki najekonomiczniejszej pracy silnika spełnione są dla najniższego punktu krzywej jednostkowego zużycia paliwa.

Krzywe te pokazują zużycia paliwa dla najlepszej mocy leżące w granicach 205 — 235 gr/KMgodz, przy czym niższe wartości odpowiadają niższym obrotom silnika. Najekonomiczniejsze zużycie paliwa wynosi około 180 gr/KMgodz i praktycznie nie zależy od obrotów silnika.

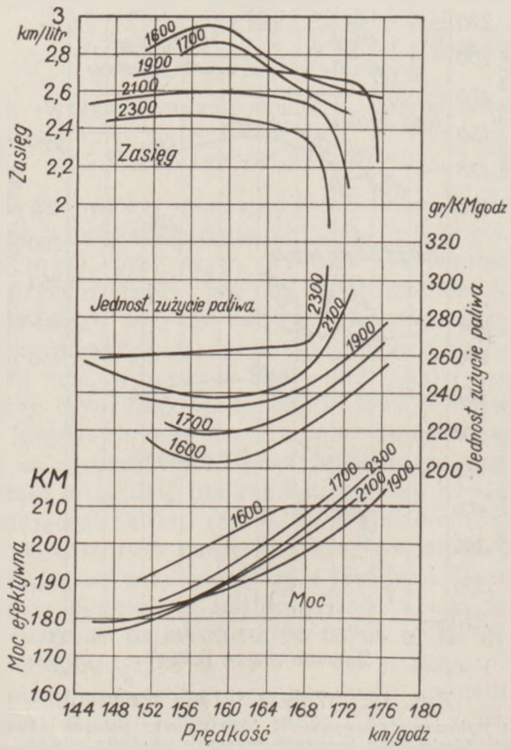


Rys. 20. Krzywe uzyskane przy stałej mocy a zmiennych: składach mieszanki, ciśnieniach ładowania i obrotach silnika; silnik z osłonami.
Pomiary wykonano na wysokości 610 m. Znaczenie liczb przy krzywych jak rys. 18.

Próby powyższe wykazały również, że zarówno temperatury głowic jak i tulej cylindrów spadają przy przejściu od najlepszej mocy do mocy ekonomicznej. Tendencja ta zgadza się z przebiegiem krzywych mocy. Wynik taki nie oznacza jednak wcale, aby wskazana była praca silnika w tych warunkach, a to dlatego, że przy ubogiej mieszance pojawia się w spalinach nadmiar wolnego tlenu wpływającego szczególnie destrukcyjnie na podlegające jego działaniu części silnika o wysokiej temperaturze, jak świece, zawory wydechowe, gniazda zaworowe itp. Dlatego stosowanie ubogiej mieszanki wymaga starannego chłodzenia komory spalania, tłoków, pierścieni i innych części silnika, stykających się z gorącymi gazami spalinowymi. Każda wytwórnia silników przeprowadza na swych silnikach wyczerpujące próby dla ustalenia bezpiecznego składu mieszanki dla różnych mocy efektywnych i jest rzeczą bardzo wskazaną dla użytkownika ściśle przestrzeganie odpowiednich zaleceń wytwórcy. Możliwość oszczędzenia niewielu litrów paliwa nie stanowi dostatecznej przeciwwagi dla ryzyka uszkodzenia silnika.

Zasięg, wyrażony w km/litr paliwa, wzrasta w miarę zmniejszania całkowitego zużycia paliwa przy czym poważną część tego pozornego polepszenia należy przypisać zmniejszeniu mocy i związanemu z tym spadkowi szybkości lotu w miarę zubożania mieszanki poza regulacją dla najlepszej mocy. Na rys. 19 odłożono te same dane w funkcji rzeczywistej prędkości powietrza zamiast zużycia paliwa. Krzywe mocy na tym wykresie mają podobny kształt do normalnie stosowanych krzywych wyrażających potrzebne moce ciągu śmigła[1]). Przedłużając w drodze ekstrapolacji krótkie odcinki krzywych mocy dla poszczególnych ilości obrotów widać, że dla pewnej stałej prędkości lotu zapotrzebowanie mocy maleje ze wzrostem obrotów silnika. Sprawność śmigła nie była w tych lotach badana, zaś poszczególne krzywe nie odnoszą się do tego samego zakresu prędkości lotu, byłoby zatem błędne wyciąganie z tych wyników jakichkolwiek wniosków, dotyczących zmienności zapotrzebowanej mocy przy niezmiennej prędkości lotu.

Zysk na mocy przy przejściu z mieszanki najbogatszej na mieszankę odpowiadającą najlepszej mocy (najlepsza szybkość) jest uwidoczniony na rys. 19. Zużycie jednostkowe paliwa w gr/KMgodz praktycznie nie wykazuje zmiany z chwilą osiągnięcia raz minimalnej wartości, z czego wynika, że dalsze nadmierne zubożanie mieszanki nie daje już żadnego zysku i że bardziej wskazanym sposobem jest zmniejszenie mocy i prędkości lotu przez obniżanie obrotów i przy równoczesnym utrzymaniu korzystnego stosunku paliwa do powietrza. Poprowadzenie obwiedni krzywych zużycia paliwa daje możność łatwego ocenienia jego wartości dla obrotów pośrednich.



Rys. 21. Charakterystyki użytkowe dla maksymalnego zasięgu.
Pomiary przeprowadzono na wysokości 1220 m przy stałym otwarciu przepustnicy i zmiennym składzie mieszanki. Znaczenie liczb przy krzywych jak rys. 18.

Wykresy temperatury cylindrów na rys. 19 unaoczniają kierunek oddziaływania wpływu regulacji składu mieszanki i mocy silnika na temperatury silnika. Z ekstrapolacji tych krzywych możnaby wy-

1) Pod określeniem „moc ciągu śmigła" należy tu rozumieć iloczyn ciągu śmigła przez szybkość samolotu względem powietrza (przyp. red.).

ciągnąć wniosek o możliwości stosowania nadmiernego zubożania mieszanki jako środka dla obniżenia mocy i osiągnięcia przy tym niższych temperatur cylindrów niż panujące przy normalnym użytkowaniu.

Pomiary przy stałej mocy

Celem bliższego zbadania wpływu zmian składu mieszanki wykonano serię prób przy stałej mocy silnika dla trzech różnych ilości obrotów, kontrolując moc przy pomocy dynamometru. Przy każdej zmianie regulacji mieszanki i mocy silnika doprowadzano silnik do pożądanej mocy, zmieniając ustawienie przepustnicy. Wszystkie loty wykonywano przy częściowo otwartej przepustnicy, wybrawszy przy tym moc dostatecznie niską, ażeby móc następnie przy pomocy dużego otwarcia przepustnicy i spowodowanego tym zwiększenia ciśnienia ładowania uzupełnić straty na mocy, powstałe wskutek nadmiernego zubożenia mieszanki. Loty wykonywano na niedużej wysokości w celu umożliwienia dostatecznie dużych zmian ciśnienia ładowania, wystarczających dla powetowania wahań w mocy.

Wyniki powyższych lotów na stałej mocy zebrane są na rys. 20. Krzywe zużycia paliwa i temperatury cylindrów pokazują zakres ciśnień ładowania, potrzebny dla utrzymania pożądanej mocy przy różnych obrotach silnika. Wykresy jednostkowego zużycia paliwa i zasięgu wykazują, że drogą nadmiernego zubożania mieszanki nie daje się uzyskać większej ekonomii aniżeli przy stosowaniu mieszanki umiarkowanie zubożonej. Badania nad odpowiednią regulacją zapłonu, pracą zaworów, burzliwością przepływu itp. pozwolą przypuszczalnie na dalsze postępy w tym kierunku w przyszłości. Przy badaniach tych zagadnienie niezawodności silnika i niskich kosztów użytkowania musi stale stać na pierwszym planie, a każdy krok zbliżający do rozwiązania postawionego problemu będzie rezultatem wielu godzin uciążliwych prób. Interesującym wynikiem jest to, że temperatury cylindrów wykazują tendencję do spadku przy stosowaniu bardzo silnie zubożonej mieszanki, lecz, jak to już zaznaczono w innym rozdziale, niewiadomo jaki wpływ miałoby dłuższe używanie tak ubogich mieszanek na stan cylindrów, tłoków i zaworów.

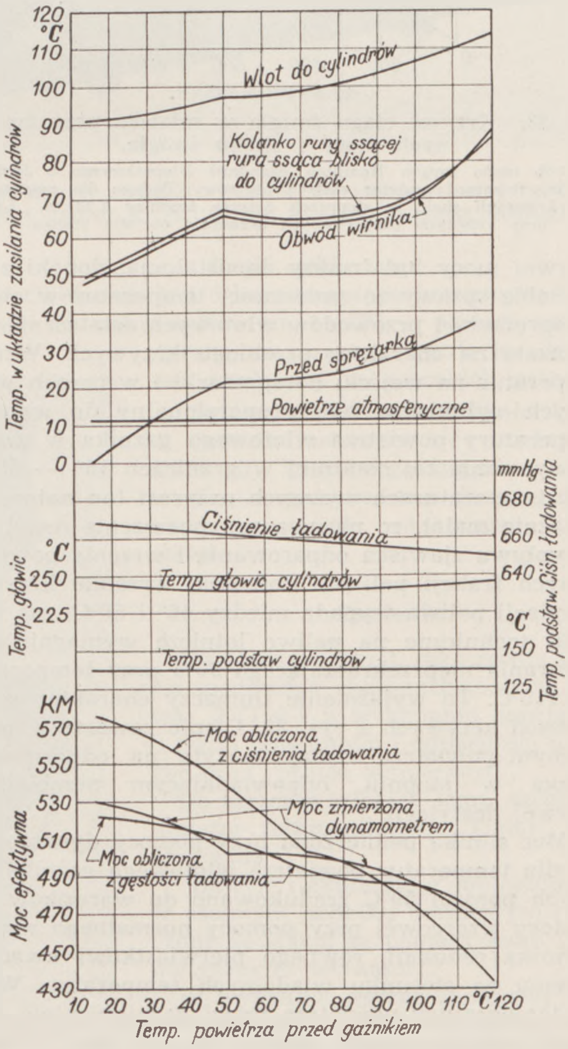
Charakterystyki dla maksymalnego zasięgu

Jako przykład pokazano na rys. 21 zastosowanie dynamometru do ustalenia warunków użytkowania, potrzebnych dla uzyskania maksymalnego zasięgu samolotu dalekodystansowego. W wypadku powyższego lotu zakres regulacji zmiennego skoku śmigła był niewystarczający dla pochłaniania mocy silnika przy niższych jego obrotach i wyższych wartościach średniego ciśnienia efektywnego od pokazanych. Zasadnicze tendencje są jednak zaznaczone. Silnik pracował przy stałym otwarciu przepustnicy dla każdej liczby obrotów, przepływ zaś paliwa był mierzony przy różnych regulacjach składu mieszanki, pociągających za sobą zmiany mocy i prędkości lotu.

Okazało się, że najwyższe zapotrzebowanie mocy istniało przy najniższych obrotach silnika. Moc potrzebna w locie o prędkości 160 km/godz. jest na dużych obrotach silnika o jakieś 3% mniejsza aniżeli na małych. Zużycie paliwa przedstawia się natomiast inaczej, na małych obrotach jest ono ekonomiczniejsze niż na dużych. Ten wynik wskazuje na konieczność znalezienia warunków, w których charakterystyki silnika i śmigła zapewniłyby możliwość najkorzystniejszego kompromisu. Dla samolotu dalekodystansowego konieczne byłoby zrobienie całej serii wykresów dla różnych kombinacji prędkości i ciężaru.

Wpływ temperatury powietrza wlotowego gaźnika

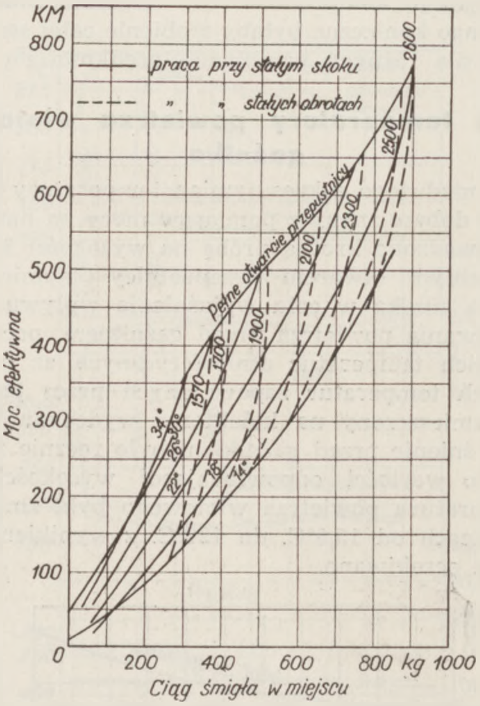
Dla niedużego zakresu zmian temperatury wpływ ten jest dobrze znany z pomiarów mocy na hamowni. Przeprowadzono krótką próbę na wysokości 3000 m, przy pełnym otwarciu przepustnicy i nominalnych obrotach silnika w celu wyjaśnienia wpływu zmian podgrzewania powietrza przed gaźnikiem, począwszy od niskich temperatur atmosferycznych aż do najwyższych temperatur zapewnianych przez podgrzewacz, umieszczony na kolektorze wydechowym silnika. Ciśnienie przed gaźnikiem było ręcznie regulowane do wartości odpowiadającej wysokości lotu, a temperatura powietrza wlotowego była zmieniana w granicach od 15,5°C. do 120°C. z wynikiem, którego nie oczekiwano.



Rys. 22. Wpływ zmian temperatury powietrza przed gaźnikiem.

Pomiary wykonano na wysokości 3000 m przy pełnym otwarciu przepustnicy.

Na rys. 22 przedstawiono szereg charakterystyk silnika w funkcji temperatury przed gaźnikiem. Pomierzona moc wykazała spodziewany spadek ze wzrostem temperatury aż do około 50°, po czym spadek mocy staje się łagodniejszy. Rzeczywisty kształt



Rys. 23. Krzywe ciągu śmigła w miejscu przy zmiennych mocy i skoku śmigła.

Do prób użyto śmigła Hamilton Standard 3-łopatkowego o średnicy 3,05 m, stosując regulator stałych obrotów. Podane dla poszczególnych krzywych skoki w stopniach dotyczą średnicy 2,13 m. Liczby przy krzywych przerywanych oznaczają obr/min silnika.

krzywej mocy był trudny do ustalenia, dopóki zdanie sobie sprawy ze zmienności temperatur w obrębie sprężarki i przewodów wlotowych ostatecznie nie wskazało na charakter przebiegu krzywych. Wzrost temperatur na wejściu do sprężarki i w rurach wlotowych cylindrów był proporcjonalny do wzrostu temperatury powietrza wlotowego gaźnika w czasie podwyższania tej ostatniej w granicach 15° — 50°C; przy temperaturach wyższych przyrost ten natomiast wyraźnie malał, co nasuwa przypuszczenie możliwego wpływu zjawiska odparowania i wrzenia poszczególnych frakcji paliwa. Początek wrzenia krzywej destylacji paliwa wypada między 46° i 50°C, zaś warunki techniczne na paliwo lotnicze wymagają odparowania nieprzekraczającego 90% przy temperaturze 115°C. To wyjaśnienie tłumaczy charakter omawianych krzywych z rys. 22. Ciepło zawarte w podgrzanym powietrzu zostaje zużyte na odparowanie paliwa w stopniu, odpowiadającym przebiegowi krzywej destylacji.

Moc silnika pomierzoną przy pomocy dynamometru dla temperatur powietrza wlotowego gaźnika leżących poniżej 50°C zredukowano do warunków atmosfery wzorcowej przy pomocy normalnego współczynnika redukcji, równego pierwiastkowi kwadratowemu ze stosunku wiadomych temperatur. Wyższe temperatury powietrza przed gaźnikiem nie wykazały wyraźniejszego wpływu na wysokość temperatury cylindrów. Ciśnienie ładowania spadło o około 2% przy wzroście temperatury powietrza przed gaźnikiem o 50°C.

Charakterystyki ciągu śmigła w miejscu

Pomiary wielkości ciągu śmigła w miejscu przeprowadzono na samolocie ze zdjętymi osłonami silnika. Przeciągnięcie linki od samolotu do przyrządu, notującego mierzony ciąg, umieszczonego w pewnej odległości za samolotem, pozwoliło na dokonywanie odczytów ciągu równocześnie z odczytami mocy i innych charakterystyk silnika. Na rys. 23 zebrano wykresy mocy w funkcji ciągu śmigła przy stałym nastawieniu skoku śmigła, t. zw. „krzywe obciążenia śmigła". Wyznaczono również zależności dla siedmiu różnych liczb obrotów silnika z śmigłem regulowanym na stałe obroty. Krzywe powyższe wykazują kilka charakterystycznych cech, w szczególności zaś duży zysk na ciągu w miejscu przy ustawieniu łopat śmigła na mały kąt i dużych obrotach silnika w stosunku do tego ciągu przy dużym kącie łopat i małych obrotach, przy założeniu pobierania stałej mocy. Tak np. przy 350 KM mocy można otrzymać wzrost ciągu o 117% przez zmianę skoku o 20° i wzrost obrotów o około 60%. Największy zysk naturalnie uzyskano przy pracy na pełnym otwarciu przepustnicy, przy którym moc wzrosła o około 100% a ciąg o 190%. Krzywe stałych obrotów silnika (śmigła) pokazują, że praktycznie największy ciąg zostaje osiągnięty już przy mocach o 50 — 100 KM mniejszych od mocy na pełnym otwarciu przepustnicy i że przeciążenie śmigła nie daje istotnego zysku ciągu na starcie.

Temperatura oleju i zapłon

W czasie prób zaobserwowano, że temperatury oleju zależały dość wyraźnie od obrotów silnika, i że wpływ na nie mocy silnika był bardzo niewielki.

Dynamometr wykazał również swoją użyteczność w wykrywaniu defektów zapłonu w wypadkach gdy śmigło o stałych obrotach podtrzymuje obroty silnika. W normalnych warunkach przy wyłączeniu któregokolwiek z iskrowników zachodzi tylko małe obniżenie odczytanego momentu obrotowego. Przy źle palącej świecy występuje wyraźna różnica w wartości odczytywanych momentów przy kolejnym przestawianiu wyłącznika zapłonu z jednej grupy świec na drugą. Wskazówka odbiornika ciśnienia dynamometru wykazywała wyraźne zmiany momentu obrotowego przy przerywaniu jednej ze świec.

Zakończenie

Dynamometr typu Pratt & Whitney okazał się prostym, praktycznym, dokładnym i niezawodnym przyrządem do pomiaru mocy silnika w locie. Jako urządzenie pomiarowe będzie on nieoceniony dla:

1. Wytwórni silników do porównywania wyników prób na hamowni i w locie;
2. Wytwórni śmigieł do analizy charakterystyk (osiągów) śmigieł;
3. Wytwórni płatowców do ustalenia mocy silnika przy starcie i w locie na prototypach, jak również na samolotach, w których wprowadzono modyfikacje, zmieniające opór;
4. Kupującego samolot, któremu ułatwi sprawdzenie osiągów.

Jako część normalnego wyposażenia dynamometr usprawiedliwi lekkie powiększenie ciężaru silnika, umożliwiając wzamian kontrolę wpływu różnych czynników na pracę silnika.

Nowy typ radiostacji lotniczej

Polski lot do stratosfery wyłonił potrzebę opracowania specjalnego typu radiostacji, przystosowanej do pracy na znacznych wysokościach, wytrzymującej wielkie różnice temperatury (od — 20 do + 40 stop. C.), przy tym lekkiej i ekonomicznej, mimo stosunkowo dużej mocy.

Laboratorium Radiotechniczne R. Walter i S-ka opracowało typ stacji krótkofalowej nadawczo-odbiorczej, która dzięki swym zaletom elektrycznym, jak i mechanicznym, uznana została przez Komitet Organizacyjny Polskiego Lotu Stratosferycznego, za całkowicie odpowiadającą wszelkim wymogom technicznym.

Przy próbach stacji dokonywanych w Laboratorium Radiotechnicznym R. Walter i S-ka, osiągnięto łączność foniczną z szeregiem krajów europejskich jak: Finlandia, Italia, Rumunia i Francja.

Całkowita apartura nadawczo - odbiorcza jest zmontowana w lekkiej lecz mocnej duralowej skrzynce o wymiarach 190×210×290 mm. Nieliczne organy strojenia tak odbiornika, jak i nadajnika, racjonalnie rozmieszczone, co jest widoczne na fotografii, wydatnie ułatwiają obsługę.

Zamocowanie stacji w gondoli dokonane jest za pomocą specjalnych amortyzatorów gumowych.

Waga aparatury wynosi 6 kg.

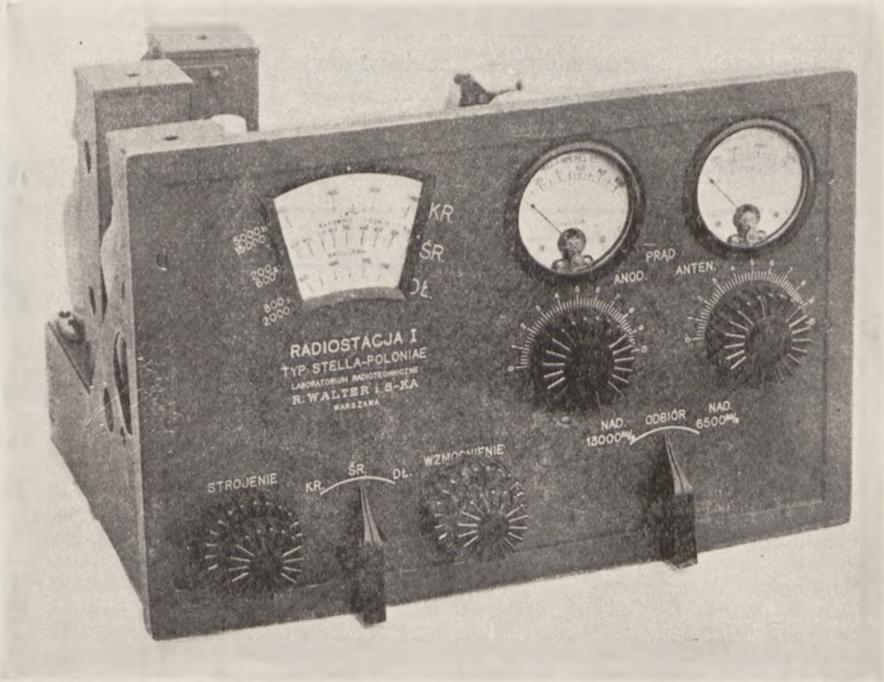
Część nadawcza:

Nadajnik składa się z dwóch stopni, tj. oscylatora i wzmacniacza mocy oraz modulatora w układzie klasy B o łącznej ilości 7 lamp. Moc w antenie przekracza 6 Watt, zamodulowane 100%. Nadajnik może pracować na częstotliwości 6500 kc/s stabilizowanej kwarcem, lub też na częst. podwojonej 13.000 kc/s.

Zmiana fali odbywa się przy pomocy przełącznika.

Stacja pracuje z pełną wydajnością przy antenie długości 11,5 m (½ wzgl. ¼ fali oscylatora).

Kontrola pracy nadajnika odbywa się za pomocą miliamperomierzy: anodowego i antenowego, umieszczonych na płycie czołowej.



1. Frontowa płyta radiostacji stratosferycznej, po stronie lewej odbiornik ze skalą, po prawej nadajnik. Rzuca się w oczy prostota obsługi.

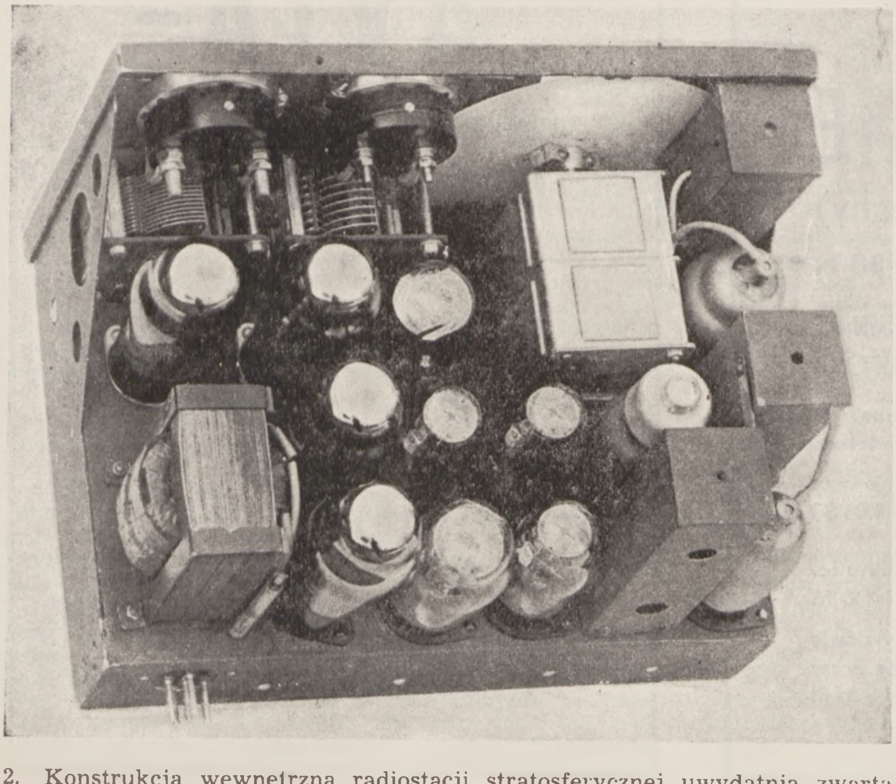
Część odbiorcza:

Odbiornik jest 5 lampową superheterodyną o czułości 20 mikrowoltów na 1 mW i posiada automatyczną oraz ręczną regulację siły głosu, działającą w szerokich granicach.

Selektywność wynosi około 5 kc/s.

Odbicia lustrzane nie przekraczają 1/500 siły właściwego sygnału.

Skala wycechowana jest w kilocyklach i metrach oraz posiada napisy stacji.



2. Konstrukcja wewnętrzna radiostacji stratosferycznej uwydatnia zwartą budowę i celowość rozmieszczenia części.

Zasilanie:

Do zasilania stacji, jako źródła napięcia anodowego służą suche baterie „Centra" 2×150 V w wykonaniu specjalnym, o dużej pojemności i odporności na wilgoć oraz różnice temperatury.

Do żarzenia włókien lamp służy akumulator żelazo-niklowy „Tudor" — 12 amp/godz.

Baterie i akumulator umieszczone są w osobnym pudełku duralowym i połączone ze stacją za pomocą kabli z hermetycznymi wtykami.

W wypadku użycia niniejszej stacji na samolocie, zasilanie może się odbywać z akumulatora pokładowego za pośrednictwem małej przetworniczki.

Stacje tego typu znajdą więc zapewne szerokie zastosowanie w lotnictwie sportowym.

S. K.

Przegląd czasopism technicznych

Aerodynamika

Dmuchania węzłów zastrzałowych. M. Kohler.

Badanie opływu węzłów zastrzałowych stanowi część prac, mających na celu stwierdzenie wzajemnego oddziaływania poszczególnych części samolotu. Przeprowadzone w tym kierunku dociekania teoretyczne mimo prostoty konstrukcji węzłów, nie dały dotąd praktycznych, ujętych we wzory wyników; to też interesujące konstruktora wnioski wysnuć można tylko na podstawie wyników dmuchań tunelowych. Artykuł Kohlera opisuje właśnie podobne doświadczenia. Pomiary, przeprowadzone przy nadmuchiwaniu różnych układów spojeń zastrzałowych z owiewkiem opływowym i bez niego, przy różnych liczbach Reynoldsa (w dwu różnych kanałach w Göttingen) dały szereg ciekawych wyników, zobrazowanych w wykresach, jako zależności

$C_x = f(R)$ i $\frac{w}{w'} = f\left(\frac{\rho}{2} \cdot v^2\right)$; $\frac{w}{w'}$ jest cechą doskonałości aerodynamicznej węzła i przedstawia stosunek oporu modelu otrzymanego z dmuchań po potrąceniu oporów pobocznych (zawieszenia i osłon bocznych) do oporu tegoż modelu, otrzymanego drogą rachunkową bez uwzględnienia wzajemnego oddziaływania części węzła.

Pomiary sił oporowych oraz rozkład ciśnień w strefie poza węzłem wykazały znaczny spadek oporu i ciśnień przy zastosowaniu odpowiednich owiewków opływowych. Przy wyborze tych owiewków miarodajne okazały się następujące prawa, znane z teorii warstwy granicznej:

1⁰ raptowny wzrost ciśnienia w kierunku prądu opływu przyśpiesza oderwanie;

2⁰ grube warstwy graniczne (stwarzane np. przez zbiegające się warstwy graniczne dwu zastrzałów, ustawionych pod kątem) łatwiej ulegają oderwaniu, aniżeli warstwy cienkie;

3⁰ przyśpieszenie warstwy granicznej (przez nadanie owiewkowi odpowiednich kształtów) utrudnia oderwanie.

Luftf. Forschg. Band 15 (1938), Nr 4, str. 143 — 152, 18 rys.

Technologia

Najnowsze zdobycze wyrobu i stosowania lekkich stopów walcowniczych. J. Meier. Stopy metali lekkich, posiadające szereg cennych własności jak: mały ciężar właściwy, wysokie własności mechaniczne przy obciążeniach statycznych i dynamicznych, dużą przewodność elektryczną i cieplną, oraz wykazujące dobrą zdolność do plastycznej przeróbki w stosunkowo niewysokich temperaturach, wysunęły się do rzędu pełnowartościowych materiałów konstrukcyjnych. W technice największą rolę odgrywają lekkie stopy aluminium i magnezu. Stopy walcownicze aluminium dzieli D I N 1713 na 8 grup, uwzględniając w podziale ulepszalność cieplną stopów, oraz zastosowanie. Stopy walcownicze magnezu ujmuje projekt normy niemieckiej E 1717.

O dobrych własnościach mechanicznych materiału decyduje już wytop, dlatego zastosowano do topienia stopów lekkich piece płomienne o pojemności do 15 ton, otrzymując z nich dobre odlewy; z pieców elektrycznych najlepsze rezultaty dały piece oporowe. Dla otrzymania dobrego bloku powstało szereg sposobów i patentów odlewania do wlewnic, kokili bez dna, oraz amerykańska metoda Hazeleta odlewu między chłodzone walce.

Postęp w walcownictwie ilustrują wyroby np. wymiary blach dochodzą do 3 m szer. 10 m dług. przy grub. 10 mm i więcej oraz wadze do 250 kg. Na przeciwnym krańcu znajduje się znów grubość wyrabianych folii, która osiąga 0,005 mm. Ważną zdobyczą w dziedzinie prasowania, szczególnie dla lotnictwa, jest możliwość wyrobu cienkościennych profili duralowych o grub. ścianek poniżej 1 mm; dają one tanie i lekkie rozwiązanie konstrukcyjne. Wyrób rur o średnicy od 0,6 mm do 450 mm i grubości ścianek 0,05 mm do 5 mm oraz wyrób rur prostokątnych o różnych grubościach ścianek daje obraz postępu w tej dziedzinie.

Przy konstrukcji pieców do obróbki termicznej zwrócono uwagę na równomierność ogrzewania i dokładną automatyczną regulację temperatury. Poszczególne stopy lekkie posiadają doskonałe własności mechaniczne. Przy porównywaniu ich z innymi tworzywami, należy uwzględnić ciężar właściwy, wtedy dopiero wyraźnie wystąpią wartości lekkich stopów jako tworzywa, gdyż przy projektowaniu elementów oprócz wytrzymałości i granicy płynności należy brać pod uwagę również ciężar i wymiary. Poniższe zestawienie doskonale to ilustruje:

Stal Cr-Ni	Rr = 140 kg/mm²	Rr/γ = 18 km.
Dural	„ 40 „	„ 14,3 „
Superdural	„ 48 „	„ 17,3 „
Elektron VI	„ 35 „	„ 19,4 „
Stal węglowa	„ 80 „	„ 10,4 „

Przy próbach zmęczeniowych stopy lekkie ustępują również tylko stalom konstrukcyjnym wysokostopowym. Są one przy tym pierwszorzędnymi tworzywami, z punktu widzenia wytrzymałości postaciowej, wykazując znacznie mniejszą wrażliwość na zmianę przekroju (karby, węzły) przy obciążeniach zmiennych, nawet od stali stopowych. Są to cechy tworzywa szczególnie cenne w lotnictwie. Osiągnięto wysokie własności mechaniczne dla durali specjalnych przez zmianę składu chemicznego oraz znaczne podwyższenie Q_r (do ok. 50 kg/mm²) przez dodatkowy zgniot po ulepszeniu cieplnym i następnym jego sztucznym starzeniu.

Ochrona przed korozją przy stopach lekkich postępuje dwoma drogami: a) wytworzeniem stopów lekkich odpornych na korozję (hydronalium) i b) ochroną powierzchni stopów przez: 1) lakierowanie, 2) działanie chemiczne i elektrochemiczne, 3) platerowanie i 4) przez powłoki galwaniczne. Platerowanie działa ochronnie nietylko w miejscu pokrycia, ale również chroni stop i w pewnej odległości od nałożonej warstwy. Powłoki galwaniczne stosowane są z niklu, chromu, kadmu, cynku, miedzi itp. przeważnie dla drobnych części tłoczonych, kutych itd.

W celu ułatwienia obróbki mechanicznej części przy masowej produkcji, wytworzono automatowe stopy aluminium. Wielki rozwój wyrobu i zastosowania lekkich stopów poza Niemcami można widzieć i w krajach zasobnych w inne tworzywa jak np. w Ameryce, Anglii.

Zastosowanie lekkich stopów w konstrukcji wymaga znajomości ich cech i własności, które umiało. wyzyskać lotnictwo do budowy płatowców, silników i balonów sterowych. W Niemczech, Francji, Ameryce znaczne ilości stopów lekkich są użyte w budowie samochodów; osiągnięto znaczne zmniejszenie wagi wagonów motorowych w kolejnictwie co pozwoliło na zwiększenie szybkości. Przy ich konstrukcji stosowane są specjalne skomplikowane prasowane profile. Liczne zastosowanie znajdują stopy lekkie w budowie okrętów, wyciągów osobowych i kopalnianych, maszyn włókienniczych, elektrotechnice, w przemyśle chemicznym i spożywczym oraz budowlanym. Ekwipunek wojskowy i turystyczny oraz gospodarstwo domowe używa coraz więcej wyrobów z aluminium.

Jak więc widać z tego, zastosowanie lekkich stopów wniknęło we wszystkie dziedziny życia gospodarczego. U nas jedynie lotnictwo jest poważnym ich konsumentem; w innych dziedzinach techniki jak np. w kolejnictwie nie widać ich stosowania. Istnieje więc u nas konieczność budowy huty aluminium, która byłaby zainteresowana w propagandzie stosowania lekkich stopów. Przegląd Mechaniczny Nr 9 i Nr 11 — 12, str. 251 — 257 i str. 313 — 323, rys. 38.

Zastosowanie i badanie przezroczystych materiałów do budowy samolotów. K. Richters i J. Olms. W wypadku użycia do szklenia samolotu zwykłego szkła zachodzą dwa rodzaje niebezpieczeństwa:

I. Przez wstrząs lub uderzenie szyby mogą ulec stłuczeniu, a ostre odłamki szyby mogą spowodować ciężkie zranienie pilota lub załogi.

II. Ciężkie skaleczenie może być również spowodowane przez ostre odłamki szyby, pozostałe w ramach.

Aby usunąć te niebezpieczeństwa zaczęto szukać innych przezroczystych materiałów, które mogłyby zastąpić szkło. W ten sposób wynaleziono szkło jednowarstwowe t. zw. hartowane, szkło wielowarstwowe, klejone t. zw. szkło bezpieczne i szkło t. zw. organiczne, nietłukące ze sztucznych materiałów plastycznych. Autorzy po kolei omawiają wszystkie wymienione rodzaje szkieł.

1. Szkło hartowane jednowarstwowe uzyskuje się przez cieplną obróbkę szyb ze szkła zwykłego tak, że powstają w nim wewnętrzne naprężenia, które przy uderzeniu powodują rozpryśnięcie się (rozsypanie się) szyby na drobne kawałeczki, nieposiadające ostrych kantów i mogące wywołać najwyżej lekkie skaleczenia. Jeśli zaś po uderzeniu szyba nie rozleci się lecz pozostanie w ramie traci ona całkowicie przezroczystość.

2. Szkło bezpieczne, wielowarstwowe (klejone) otrzymuje się przez sklejenie dwóch lub więcej szyb ze zwykłego szkła przy pomocy sztucznej masy plastycznej np. nitrocelulozowej, acetocelulozowej lub ze sztucznych żywic (produktów polimeryzacji). Najstarszy sposób klejenia używał jako warstwy klejącej celuloidu (nitroceluloza uplastyczniona). Wadą tej metody było silne żółknięcie oraz tworzenie się pęcherzy pomiędzy szybami, wskutek czego psuła się zarówno widoczność jak i siła klejąca warstwy pośredniej. Znacznie lepsze są warstwy klejące z masy acetocelulozowej, a już wielkim postępem w tej dziedziniee okazało się użycie sztucznych żywic, które są odporne na wilgoć i wpływy atmosferyczne.

3. Szkło organiczne. Tutaj w grę wchodzą głównie: celuloid, masy acetocelulozowe, mieszane polimery i zpolimeryzowane estry kwasów akrylowego i metakrylowego. Tego rodzaju materiały pozwalają na dużą oszczędność na ciężarze, gdyż ich ciężar właściwy wynosi średnio 1,4 podczas gdy c. w. zwykłego szkła ok. 2,6. W artykule są po kolei wymienione główniejsze masy plastyczne przezroczyste z uwzględnieniem ich otrzymywania przeróbki oraz własności wytrzymałościowych.

A. Celuloid otrzymuje się przez walcowanie w ogrzewanych walcach ciastowatej masy sporządzonej z nitrocelulozy, alkoholu i kamfory. Otrzymane płyty prasuje się w bloki, a te tnie się na folie, tafle, sztaby itd.

Główne własności celuloidu

Ciężar właściwy	1,38
Wytrzymałość na rozciąganie	600 — 700 kg/cm²
Wytrzymałość na zginanie	600 „
Moduł elastyczności	do 30.000 „
Udarność	100 — 200 cm kg/cm²

Odporność na temperaturę wg Martens'a 40° C.
Współczynnik rozszerzalności 100×10^{-6}.

B. Masy acetocelulozowe otrzymuje się w podobny sposób jak celuloid, lecz zamiast alkoholu używa się mieszaniny alkoholu i benzolu. Wykazują one podobne własności jak celuloid za wyjątkiem palności, gdyż są one trudnopalne podczas gdy celuloid jest nadzwyczaj łatwopalny.

Główne własności mas acetocelulozowych

Ciężar właściwy	1,3
Wytrzymałość na rozciąganie	550 kg/cm²
Wytrzymałość na zginanie	550 „
Moduł elastyczności	30 — 60.000 „
Udarność	100 — 200 cm kg/cm²

Odporność na temp. wg Martens'a 35° C
Współczynnik rozszerzalności 110×10^{-6}.

C. Polimery mieszane są to sztuczne materiały termoplastyczne. Nie są to pochodne ani nitro ani acetocelulozy, lecz mogą być otrzymane z prostych substancyj jak woda, węgiel, wapno.

Główne własności mieszanych polimerów

Ciężar właściwy	1,34
Wytrzymałość na rozciąganie	600 kg/cm²
Wytrzymałość na zginanie	1000 „
Wytrzymałość na ściskanie	800 „
Moduł elastyczności	32000 „
Udarność	450 cm kg/cm²

Odporność na temp. wg Martens'a 60° C
Współczynnik rozszerzalności 78×10^{-6}

D. Estry akrylowe zpolimeryzowane. Taile i płyty (o grubości od 0,5 do 10 mm) z tych żywic otrzymuje się przez odlewanie w rozmaitych formach.

Główne własności zpolimeryzowanych estrów kwasu akrylowego

Ciężar właściwy	1,18
Wytrzymałość na rozciąganie	650 kg/cm²
Wytrzymałość na zginanie	1100 „
Moduł elastyczności	28000 „
Udarność	15 — 30 cm kg/cm²

Odporność na temperatury wg Martens'a 60° C
Współczynnik rozszerzalności 130×10^{-6}.

Wszystkie wymienione sztuczne materiały mogą być przerabiane w podobny sposób, jedynie przy przeróbce celuloidu trzeba zachować ostrożności z powodu jego dużej palności. Formowanie sztucznych materiałów przeprowadza się w następujący sposób: ogrzewa się je do temp. 75 — 100° C i ściska pomiędzy formami z drzewa, blachy lub szkła. Po ostygnięciu wyjmuje się je z form. Sztuczne materiały plastyczne dają się łatwo obrabiać, a więc: ciąć, piłować, wiercić, toczyć itd. Jedną z większych wad jest ich niewielka twardość, a tym samym duża zdolność rysowania się, co jest ważne dla szyb samolotowych. Drobne ryski daje się usunąć przez polerowanie.

Jeśli chodzi o badanie sztucznych materiałów przezroczystych do szklenia samolotów, to DVL bada zarówno szkła bezpieczne (klejone) jak i sztuczne materiały biorąc pod uwagę następujące: 1. Badania optyczne 2. Badanie odporności na uderzenie. 3 Badanie odporności na wpływy atmosferyczne. 4. Badanie elastyczności. Luftwissen Nr 6, str. 197 — 202.

Badanie przezroczystych materiałów w Ameryce „National Bureau of Standards USA" przeprowadziło porównawcze badania szyb samolotowych ze sztucznych przezroczystych materiałów. Wyniki badań zostały podane przez B. M. Axilrod'a i G. M. Kline'a w publikacji „Study of Transparent Plastics for Use of Aircraft". Badania ograniczyły się do określenia następujących własności: przepuszczalności światła, przezroczystości, współczynnika załamania, odporności na wpływy atmosferyczne, twardości, udarności, kurczliwości, odporności na wpływ wody, alkoholu i nafty, odporności na pękanie i palności.

Zostały zbadane szyby z następujących sztucznych materiałów: z nitrocelulozy, acetocelulozy, aceto-masłocelulozy, etylocelulozy, zpolimeryzowanych estrów kwasów akrylowego i metakrylowego, zpolimeryzowanych chlorooctanu i octanu winylu, gliceroftalanu, styrenu i fenoloformaldehydu.

Przepuszczalność światła i przezroczystość były oznaczone przy pomocy fotometru o prostej budowie t. zw. „Hazeometru". Najlepsze wyniki uzyskano dla szyb z żywic akrylowych dla których przepuszczalność światła wynosiła ok. 94%. Szyby z acetocelulozy niebarwione wykazały przepuszczalność ok. 90%, z niebieskawym zabarwieniem 77 — 83%.

Współczynik załamania mierzono przy pomocy refraktometru Abbe'go Wartości otrzymane dla wszystkich substancyj wahały się w granicach 1,47 — 1,58. Najlepsze wartości odnośnie przezroczystości otrzymano również dla żywic akrylowych, (wartości strat 1,8 — 4,6%), znacznie gorsze dla acetocelulozowych (2,8—15% strat). Jeżeli chodzi o zniekształcenie oglądanych przez badane szyby przedmiotów to i tu żywice akrylowe znacznie przewyższyły wszystkie pozostałe materiały.

Odporność na wpływy atmosferyczne była badana przez wystawienie wygiętych próbek szyb (promień wygięcia ok. 18 cm) na wolne powietrze przy nachyleniu pod kątem 45° do poziomu na południe. Co 1, 2, 3, 6, 9 i 12 miesięcy próbki oglądano i oznaczano przepuszczalność światła i przezroczystość. Najlepsze wyni-

ki otrzymano znów dla szyb z żywic akrylowych, które po roku wykazały jedynie nieznaczne rysy. Próbki szyb acetocelulozowych wykazały znacznie większe porysowanie powierzchni. Próbki szyb nitrocelulozowych bardzo szybko straciły przezroczystość jak również etylocelulozowe i winylowe. Szyby aceto-masło-celulozowe wyróżniły się znacznie pod względem odporności na wpływy atmosferyczne, gdyż po roku pozostały prawie bez zmian.

Przyspieszone badania (sztuczne starzenie) polegały na naświetlaniu próbek szyb przy pomocy lampy łukowej i następnie na okresowym badaniu przepuszczalności światła. Otrzymane wyniki pod względem przepuszczalności światła dobrze zgadzały się z takimi wynikami próbek poddanych naturalnym wpływom atmosferycznym, podczas gdy dane co do przezroczystości nie dały się porównać.

Do badania odporności na rysowanie używano sklerometru Birnbauma. Twardość oznaczono przy pomocy aparatów: Shore'a, Vickers'a, Rockwell'a i Brinell'a. Największą twardość wykazały szyby z żywic gliceroftalowych, najmniejszą acetomasłocelulozowe i acetocelulozowe.

Odporność na uderzenie badano dwoma sposobami:
1. przy pomocy przyrządu Charpy'ego (udarność)
2. metodą kulkową.

Szyby z żywic akrylowych i chloroacetowinylowych okazały się najmniej odporne na uderzenie, podczas gdy pochodne celulozy a także acetowinylowe o wiele bardziej odporne.

Kurczliwość oznaczono przez wystawienie próbek o dość dużej długości na przeciąg roku na dwór i następnie mierzono ponownie długość. Tę samą właściwość określano także metodą przyspieszoną umieszczając próbki w powietrzu ogrzanym do temp. 70° C.

Celem określenia odporności na działanie wody, alkoholu i nafty umieszczono próbki szyb w wymienionych cieczach na przeciąg 8 dni i oznaczono przyrost na wadze, obserwując jednocześnie zmiany zachodzące w materiałach. Materiały celulozowe wykazały dość znaczną absorbcję wody. Wszystkie badane substancje okazały się bardzo wrażliwe na alkohol, który wskutek tego nie może być polecany do mycia i czyszczenia szyb (za wyjątkiem szyb z acetocelulozy i chlorodwuoctanu winylowego). Nafta zaś jest nieszkodliwa dla wszystkich badanych materiałów, może więc być używana do mycia szyb z tych materiałów.

Badanie odporności na jednostronne ciśnienie (na pękanie) przeprowadzono przez wywieranie ciśnienia na próbki szyb szczelnie umieszczonych w pierścieniach mosiężnych. Miarą wytrzymałości było ciśnienie cieczy, przy którym próbka pękała. Najbardziej wytrzymałe pod tym względem okazały się szyby acetocelulozowe.

Palność określano mierząc czas spalania się próbki o określonej długości i szerokości. Luftwissen Nr 6 str. 202 — 204.

Silniki

Silnik Mawen. Silniki lotnicze o rozrządzie zaworowym, sprawiające coraz więcej trudności konstruktorom nowoczesnych silników o dużej mocy z litra, zwłaszcza jeśli chodzi o opanowanie wysokich temperatur pracy zaworów wydechowych i zwiększenie ilości obrotów, zmusiły ich do przestudiowania i wypróbowania silników bezzaworowych. Z licznych typów lotniczych silników bezzaworowych ciekawsze są konstrukcje z obrotowym stożkiem sterującym i z rozrządem pierścieniowym.

Do pierwszej należy silnik Aspin (p. „Technika Lotnicza" Nr 3 — 1938, str. 88 — 89), do drugiej silnik Mawen, zbudowany we Francji. Jest to 9-cio cylindrowy, gwiazdowy silnik lotniczy o mocy nominalnej 150 KM, którego osobliwość polega na tym, że wskutek zastosowania specjalnej przekładni zębatej, blok cylindrów obraca się wewnątrz stałego kulistego (w części wewnętrznej) pierścienia, zaopatrzonego w otwory, spełniające funkcje rozrządcze. Kierunki obrotów bloku cylindrów i wału wykorbionego są przeciwne, przy czym 1 obrót bloku przypada na 9 obrotów wału. Ten stosunkowo powolny ruch gwiazdy cylindrów jest wykorzystany do sterowania rozrządu. W tym celu każdy cylinder jest zaopatrzony w jeden otwór wlotowo-wydechowy, ustawiający się w miarę obrotu gwiazdy naprzeciwko odpowiednich otworów (wlotowych, bądź też wydechowych) pierścienia. Do uszczelnienia cylindrów służą umieszczone w tworach tuleje, mające swobodę ruchu osiowego i szczelnie wskutek tego dociskane podczas pracy siłą odśrodkową do pierścienia. W pierścieniu są również umieszczone organy zapłonowe.

Między wałem wykorbionym, gwiazdą cylindrów i pierścieniem z organami rozrządczymi i zapłonowymi zachodzą następujące zależności:

$$\frac{\text{Ilość obrotów gwiazdy cylindrów}}{\text{Ilość obrotów wału wykorbion.}} = \frac{1}{\text{Ilość cylindrów}}$$

$$\text{Liczba organów rozrządczych} = \frac{\text{Ilość cylindrów} + 1}{2}$$

Stąd na 1 obrót gwiazdy cylindrów wypada 5 cykli w cylindrze.

Moc tego typu silnika rośnie ze wzrostem względnej szybkości bloku cylindrów i układu korbowego; ze względu jednak na duże masy wirujące, ilość obrotów bloku cylindrów musi być ograniczona.

Silnik Mawen 150 KM przeszedł z wynikiem zadowalającym 100 godz. próbę zdatności; w opracowaniu są dwa dalsze silniki podobnej konstrukcji o mocach 350 KM i 700 KM (podwójna gwiazda).

Moment wywierany przez blok cylindrów stanowi $^1/_9$ momentu, wywieranego na wał wykorbiony przez tłoki i korbowody. Silnik zaopatrzony jest w reduktor.

Koszt produkcji tego typu silnika ma być niższy, niż dla obecnych silników lotniczych o rozrządzie zaworowym, podobnej mocy (mniejsza ilość części, jeśli chodzi o rozrząd). Poza mocą nominalną żadne inne dane, dotyczące charakterystyki silnika nie zostały w artykule podane. Automotive Industries, May 21, 1938, str. 700 — 701, rys. 2.

Wytrzymałość

Wpływ kształtu przekroju na wytrzymałość zmęczeniową stali miękkiej. Bollenrath i inni.

Zdjęcia i tablice obrazują wyniki prób wytrzymałości przy obciążeniu wielokrotnie zmiennym prętów próbnych o różnych przekrojach na zginanie, skręcanie i rozerwanie (bez zmiany znaku naprężeń). Okazuje się, że wytrzymałość na zmęczenie jest od kształtu przekroju prętów próbnych niezależne. Przy tymże rodzaju obciążenia i zastosowania prętu o przekroju stałym wzdłuż jego długości nie można było stwierdzić t. zw. „wspierającego działania" włókien mniej obciążonych, wytrzymałość jest więc również niezależna od rozmieszczenia naprężeń na przekroju.

Einfluss der Querschnittsform auf die Dauerfestigkeit von weichem Flussstahl. Luft. Forsch. Band 15 (1938), str. 214 — 217, 5 rys.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

1. W dniu 1 lipca r.b. została podpisana umowa pomiędzy Zakładem Ubezpieczeń Społecznych i Zrzeszeniem, na mocy której zorganizowana przez nas Komisja Bezpieczeństwa Pracy prowadzić będzie akcję bezpieczeństwa pracy w zakładach naszych członków.

Systematycznie prowadzona akcja bezpieczeństwa pracy wpłynie na zmniejszenie wypadków podczas pracy, a tym samym na zmniejszenie strat z tego tytułu płynących. Przedsiębiorstwa prowadzące tę akcję pod egidą Zrzeszenia mogą uzyskać obniżenie kategorii niebezpieczeństwa.

2. Związek Izb Przemysłowo-Handlowych Rzeczypospolitej Polskiej i Związek Polskich Przemysłowców Metalowych w Warszawie, chcąc przyjść z pomocą zainteresowanym — uruchomił swe delegatury w Sandomierzu, stawiając sobie za zadanie:

a) inwentaryzację terenów przemysłowych, udzielanie informacyj o terenach, pomoc przy wyborze miejsc pod budowę fabryk;
b) udzielanie informacyj o możliwościach wytwórczych Polskiego Przemysłu Metalowego w zastosowaniu do budujących się zakładów przemysłowych;
c) współpracę na terenie C.O.P. z samorządem terytorialnym i gospodarczym;
d) inwentaryzację nieczynnych zakładów przemysłowych, celem ich wykorzystania przez nowopowstające fabryki;
e) udzielanie porad fachowych w zakresie budowy zakładów przemysłowych;
f) opiniowanie o możliwościach wprowadzenia nowych działów przemysłowych;
g) informowanie o ulgach inwestycyjnych (Ust. z dn. 9.IV.1938 r.).

3. Wytwórnie przemysłu lotniczego i pomocniczego, które brały udział w Krajowej Wystawie Lotniczej we Lwowie otrzymały następujące nagrody:

Plakieta złota

Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie, Wytwórnia Płatowców.

Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie, Wytwórnia Silników.

Podlaska Wytwórnia Samolotów S. A., Biała Podlaska.

Wytwórnia Balonów i Spadochronów, Legionowo.

„AVIA“ — Wytwórnia Maszyn Precyzyjnych, Warszawa.

A. Steinhagen i H. Stransky, Warszawa.

„ERA“ S. A. Polskie Zakłady Elektrotechniczne, Włochy.

Przetwórnia Olejów Roślinnych S. A. Radom.

Wspólnota Interesów Górniczo-Hutniczych, Katowice.

Huta Pokój S. A., Katowice.

Bracia Konopaccy, Mosty.

Walcownie Metali S. A., Dziedzice.

„Sanok“ S. A. w Sanoku.

„Stomil“ S. A., Poznań.

Plakieta srebrna

G. Gerlach, Warszawa.
Doświadczalne Warsztaty Lotnicze, Warszawa.
S. Jabłoński i S-ka Poznań.
„Motolux“ Fabryka wyrobów metalowych, Warszawa.
W. Szomański i S-ka w Warszawie.
W. Stelmaszyk w Lublinie.
„Vulcanit“ — fabryka wyrobów kauczukowych Warszawa.
„Prodmetal“ — Bydgoszcz.
Doświadczalna Stacja Jedwabnicza w Milanówku.
„Zetes“ Warszawa.
Polskie Zakłady Optyczne — Warszawa.
Piastów S-ka Akc., Warszawa
Inż. J. Abratański, Rembertów.
E. Mieszczański, T. Jaroszewski i S-ka, Warszawa.
Tow. Starachowickich Zakładów Górniczych S. A., Warszawa.
Warsztaty Szybowcowe Sp. z o. o., Warszawa,

Plakieta brązowa

Avia-Cellon, Warszawa.

H. Liefeldt & S. Schiffner, Warszawa.

„ALFA“ S. A., Bydgoszczy.

Zrzeszenie Średniego Przemysłu Metalowo-Przetwórczego, Warszawa.

„Za całokształt działalności dla rozwoju lotnictwa“ Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych otrzymało plakietę złotą.

4. Lokal Zrzeszenia P.P.L. zostaje z dniem 1-ym września 1938 roku przeniesiony na ul. Mazowiecka Nr 9, tel. 223-55.

Odznaczenie „Techniki Lotniczej"

Redakcja „Techniki Lotniczej“ otrzymała od Zarządu Okręgu Wojewódzkiego L.O.P.P. we Lwowie pismo zawiadamiające, że Komisja Odznaczeń Krajowej Wystawy Lotniczej we Lwowie przyznała „Technice Lotniczej“ honorową plakietę srebrną wraz z dyplomem w uznaniu działalności prasowej dla rozwoju lotnictwa.

Z Polskiego Komitetu Normalizacyjnego

Polski Komitet Normalizacyjny przy Ministerstwie Przemysłu i Handlu podaje do wiadomości wszystkich zainteresowanych, iż ukazały się między innymi z druku, uchwalone przez Komitet w grudniu 1937 r.

POLSKIE NORMY

		Cena zł
P — 401—403, 406, 407, 1001—1012, 1018—1021 P — 200—202, 211—224, 232 — 234, 261 — 274, 276, 277.	„Przetwory naftowe, ich właściwości i Normalne metody badań“ (Broszura)	12.—

Uwaga: Ukazała się z druku odzielnie Część I-a powyższej broszury:

		Cena zł
P — 401—403, 406, 407, 1001—1012, 1018—1021	„Przetwory naftowe, ich właściwości“ (Broszura)	3.—

Normy powyższe są do nabycia w Biurze Polskiego Komitetu Normalizacyjnego, Warszawa 12, Rakowiecka 4.

Listy do Redakcji

W związku ze streszczeniem odczytu inż. Tuszyńskiego p. t. „Rola przemysłu naftowego w rozwoju amerykańskiego lotnictwa" umieszczonym w Nr. 7 naszego pisma otrzymaliśmy od inż. Zdzisława Wilka następującą notatkę, którą w całości przytaczamy.

Stwierdziłem naocznie, że w laboratoriach USA wre gorączkowa praca prowadzona niejednokrotnie na trzy zmiany przez całą dobę, w celu ustalenia najtańszej metody produkcji wysokooktanowych paliw (głównie dla celów lotniczych) z cięższych składników gazów ziemnych. Prócz tego istnieje cały szereg instalacyj na skalę półfabryczną produkujących takie paliwa, a w stanie Oklahoma widziałem dużą, zaledwie wykończoną fabrykę produkującą paliwa wysokooktanowe z gazów ziemnych.

Twierdzę, że wybudowanie podobnych instalacji na mniejszą skalę u nas nie tylko że nie jest niemożliwe, lecz bardzo łatwe do wykonania a z uwagi na prawie zupełny brak gazów rafineryjnych, powinno nastąpić w jak najkrótszym czasie. Ustawiczne bezkrytyczne powoływanie się na olbrzymi rozmach przemysłu amerykańskiego i niemożliwość zastosowania u nas tamże zdobytych doświadczeń wprowadzić może niejednokrotnie nasze miarodajne sfery w błąd ze szkodą dla siły obronnej Państwa.

Widziałem w Ameryce, że bardzo bogata firma posiadająca olbrzymią sieć rurociągów benzynowych, własne lotniska i radiostacje, obok szybów o bardzo dużej produkcji ropy, eksploatuje także z powodzeniem otwory o dziennej produkcji około 200 kg ropy, a więc takie jak u nas, stosując jednak racjonalne i nowoczesne metody eksploatacji. Ta sama firma przoduje na świecie w produkcji paliw wysokooktanowych z gazu ziemnego mimo, że ma poważnych konkurentów wytwarzających te produkty z gazów rafineryjnych. Firma ta nie handluje produktami ropnymi w Europie i ogranicza swój zasięg głównie na własny kraj i kto wie, czy ten właśnie fakt nie zmusza ją do jak najracjonalniejszej gospodarki.

Zagadnienia tego nie wolno pominąć bez uprzedniego gruntownego i rzeczowego przedyskutowania.

Nowe wydawnictwa

STOSOWANA MECHANIKA LOTU przez A. K. Auzana i innych, przełożyli z rosyjskiego i przystosowali kpt. obs. inż. H. Gizaczyński oraz por. obs. inż. M. Kaczanowski; str. X + 234, form. A5. Nakładem ITL z zasiłku LOPP. Cena 4 zł.

Książka powyższa stanowi drugi tom „Biblioteki Podręczników Technicznych", wydawanej przez Instytut Techniczny Lotnictwa. Przeznaczona ona jest przede wszystkim dla „każdego, kto obsługuje lub użytkuje cenny sprzęt lotniczy", a więc personelu latającego i personelu obsługi, dla którego konieczne jest niewątpliwie zrozumienie zjawisk zachodzących podczas lotu, aby umożliwić jak najlepsze wykorzystanie sprzętu. Przeczytać powinien ją jednak z korzyścią każdy student i inżynier lotniczy, któremu szata matematyczna może nieraz zaciemnić fizyczną stronę mechaniki lotu.

Książka powyższa, ściśle mówiąc, nie jest podręcznikiem mechaniki lotu, stojącym na takim, czy innym poziomie. Pełną korzyść z jej przeczytania odniesie ten, kto już opanował podstawowe wiadomości z mechaniki

lotu, choćby na niezbyt wysokim poziomie, a najlepiej — jest pilotem. Dla pilotów bowiem w pierwszym rzędzie książka ta jest napisana, co widać wyraźnie ze sposobu ujęcia i przedstawienia tematu.

W siedmiu rozdziałach podano podstawowe wiadomości z teorii lotu.

Rozdz. I podaje ogólne wiadomości z aerodynamiki (atmosfera wzorcowa, siły aerodynamiczne, równowaga sił w locie poziomym, moc potrzebna do lotu poziomego).

Rozdz. II zajmuje się lotem poziomym (ciąg potrzebny do lotu, szybkość lotu poziomego na różnych wysokościach, wpływ mocy silnika na szybkość lotu poziomego, pułap). Specjalnie dużą uwagę poświęcono wpływowi zmiany obrotów silnika, czyli zmiany jego mocy przez otwieranie przepustnicy. Ponieważ piloci operują przede wszystkim liczbą obrotów, obrany sposób przedstawienia zagadnienia można uważać za celowy, szczególnie dla silnika przyziemnego (bezsprężarkowego). Dla nowoczesnych silników wysokościowych, gdzie oprócz liczby obrotów operuje się drugą zmienną — ciśnieniem ładowania, metoda obrana przez autorów wydaje się mniej szczęśliwa, gdyż zbyt mało uwypukla, że nie chodzi o zmiany obrotów, ale o zmiany mocy silnika i wpływ tego na szybkość lotu poziomego.

Rozdz. III omawia sprawę zasięgu, bardzo szczegółowo, z uwzględnieniem wpływu zmian mocy silnika i wiatru. Rozdział ten należy uważać za szczególnie pożyteczny, gdyż sprawa zasięgu jest zazwyczaj traktowana w podręcznikach mechaniki lotu nieco po macoszemu.

Rozdz. IV zajmuje się wznoszeniem i lotem ślizgowym (wpływ wysokości i ciężaru samolotu na szybkości i czasy wznoszenia, zmiana szybkości opadania w zależności od wysokości i ciężaru samolotu, wpływ wiatru na tor lotu ślizgowego względem ziemi). Podana w tym dziale „krzywa szybkości lotu ślizgowego" posiada już u nas inną nazwę, powszechnie przyjętą w szybownictwie, mianowicie „biegunowej szybkości"; nazwę tę należało zachować. Również termin „lot ślizgowy" posiada już ustalone znaczenie, jako lot opadający z silnikiem nie pracującym, wobec czego nie można mówić o locie ślizgowym z silnikiem pracującym (str. 110, wiersz 5).

Rozdz. V zajmuje się sprowadzeniem osiągów zmierzonych do warunków normalnych. Wobec trudności elementarnego przedstawienia tej sprawy rozdział ten jest najmniej jasny, może być jednak, jak słusznie zauważyli tłumacze w przedmowie, opuszczony przez czytelnika nie posiadającego należytego przygotowania teoretycznego.

Rozdz. VI omawia start i lądowanie samolotów lądowych (rodzaje startu; wpływ pracy silnika, wiatru i ciężaru samolotu na długość startu; lądowanie i jego etapy; wpływ wiatru na lądowanie).

Rozdz. VII omawia loty figurowe, do których niesłusznie trochę, zaliczono i skręt. W rozdziale tym, przystosowanym przez tłumaczy do polskich przepisów wytrzymałości samolotów, wytłumaczono powstawanie obciążeń w lotach krzywoliniowych, oraz podając opisy poszczególnych ewolucyj (skręt, wyrwanie z lotu nurkowego, pętla, spirala, przewrót, zawrót, beczka, korkociąg itd.). Stosunkowo dużo miejsca poświęcono skrętowi i korkociągowi.

Zrozumienie treści ułatwiają liczne przykłady liczbowe, podane w tekście. Przekład b. staranny, słownictwo techniczne — na ogół poprawne.

W sumie — książka bardzo pożyteczna, nie tylko dla pilotów, zapełniająca lukę, istniejącą w naszej literaturze techniczno-lotniczej. *W. Ch.*

KALENDARZ SPAWALNICZY Nr 7 na 1938/39 r. Wydawnictwo Sp. Akc. Perun, str. 422, cena zł 5 (odbiorcy firmy Perun i osoby pracujące naukowo-technicznie oraz w szkolnictwie technicznym, jak również instytucje i stowarzyszenia naukowo-techniczne otrzymują kalendarz bezpłatnie).

Zwyczajem lat ubiegłych Sp. Akc. Perun wydała obecnie Kalendarz Spawalniczy Nr 7. Część ogólno-informacyjna, która powtarza się z roku na rok została całkowicie przerobiona i uzupełniona licznymi nowościami z dziedziny spawania acetylenowego i łukowego.

Obok wiadomości ogólnych z dziedziny spawalnictwa każdy z kalendarzy wydawanych przez f. Perun od r. 1931 zawiera obszerniejszą pracę, której tematem jest jedno z najbardziej w danym okresie aktualnych lub ważnych zagadnień. Ostatnie trzy kalendarze zawierały rozprawy: o cięciu tlenem, o metalizowaniu natryskowym i o napawaniu twardymi metalami. Obecnie wydany kalendarz poświęcony jest kalkulacji kosztów spawania acetylenowego i łukowego, oraz kosztów cięcia tlenem.

Przeprowadzona w tej pracy szczegółowa analiza kosztów daje kalkulatorowi, czy też właścicielowi mniejszego warsztatu minimum niezbędnych podstaw teoretycznych do wprowadzenia racjonalnej kalkulacji, a ponadto — szereg tabel i wykresów wraz z wydanym w r. z. „Suwakiem Spawalniczym"—umożliwia szybkie uzyskanie danych do kalkulacji przybliżonej w konkretnych wypadkach.

Ponieważ niedawno opracowane (a jeszcze mało znane) nowe metody spawania pozwalają niejednokrotnie zmniejszyć koszty spawania o 50% i wyżej w porównaniu do dawnych metod „klasycznych", specjalny rozdział w Kalendarzu traktuje o nowoczesnych metodach spawania acetylenowego, a w rozdziale o elektrodach zamieszczono również wskazówki dotyczące różnych sposobów spawania łukowego.

Na zakończenie należy zaznaczyć, że osobny rozdział Kalendarza poświęcony został zagadnieniu bezpieczeństwa pracy, którym w ostatnich czasach koła techniczne żywo się interesują.

Wobec tego, że polska literatura spawalnicza jest jeszcze dość uboga, wydawnictwa Peruna stanowią dużą pomoc fachową dla licznych już w Polsce spawalników.

SPIS RZECZY:

5228 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.